

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

VÝVOJ A PŘEHLED LETECKÝCH PROFILŮ AIRFOILS EVOLUTION AND SUMMARY

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

JINDŘICH KERNDL

VEDOUcí PRÁCE
SUPERVISOR

ING. PAVEL ZIKMUND

BRNO 2011

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2010/11

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Jindřich Kerndl

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Vývoj a přehled leteckých profilů

v anglickém jazyce:

Airfoils Evolution and Summary

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Student se seznámí s charakteristikami profilů (rozložení C_p , polára, vztlaková a momentová čára, geometrické parametry). Další část práce se bude týkat historického vývoje profilů letadel s pístovým pohonem. Na závěr student sestaví přehled současně používaných leteckých profilů pro malá sportovní letadla a porovná jejich vlastnosti.

Cíle bakalářské práce:

Student získá znalosti o geometrických a aerodynamických charakteristikách profilů. Získá přehled o současně používaných i starších leteckých profilech. Vytvoří porovnání vlastností současně nejpoužívanějších profilů malých sportovních letadel.

Seznam odborné literatury:

- [1] LNĚNÍČKA, Jaroslav.: O profilech. Hradec Králové: Aeromodel. 1998
[2] BROŽ, Václav.: Aerodynamika nízkých rychlostí. Praha: Vydavatelství ČVUT. 1995. ISBN 80-01-02347-8

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Pavel Zikmund

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2010/11.

V Brně, dne 26.11.2010



prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce popisuje vývoj a přehled leteckých profilů. První část se zabývá charakteristikami profilů a jejich významem. Druhá část zachycuje historický vývoj profilů pro letadla s pístovým pohonem. Na závěr tato práce porovnává současně používané profily na lehkých sportovních letadlech českých a zahraničních výrobců.

KLÍČOVÁ SLOVA:

profil křídla, charakteristiky profilu, historický vývoj, současně používané profily

ABSTRACT

This bachelor thesis describes the evolution and overview of airfoils. The first part is about the airfoil characteristics and their significance. The second part reflects the historical evolution of airfoils for piston engine powered aircraft. The conclusion compares the airfoils of currently used light sport aircraft of Czech and foreign producers.

KEYWORDS:

airfoil, airfoil characteristics, historical evolution, currently used airfoils

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

KERNDL, J. *Vývoj a přehled leteckých profilů*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 46 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Pavel Zikmund.

PROHLÁŠENÍ AUTORA O PŮVODNOSTI PRÁCE

Já, Jindřich Kerndl, prohlašuji, že jsem bakalářskou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl všechny použité prameny a literaturu.

V Brně dne 27.5.2011

Jindřich Kerndl

PODĚKOVÁNÍ

Chtěl bych poděkovat svému vedoucímu bakalářské práce Ing. Pavlu Zikmundovi za vstřícný přístup a odborné připomínky.

OBSAH

| | | |
|----------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------|
| 1 | ÚVOD | - 11 - |
| 2 | SEZNÁMENÍ SE S CHARAKTERISTIKAMI PROFILŮ | - 12 - |
| 2.1 | Definice profilu | - 12 - |
| 2.2 | Důležité pojmy | - 13 - |
| 2.3 | Souřadnice profilu | - 13 - |
| 2.4 | Geometrické charakteristiky..... | - 14 - |
| 2.5 | Aerodynamické charakteristiky profilu..... | - 14 - |
| 2.5.1 | Úhel náběhu..... | - 14 - |
| 2.5.2 | Tlak, tlakový součinitel a jeho rozložení..... | - 15 - |
| 2.5.3 | Vztlak, odpor a moment v aerodynamické souřadné soustavě | - 17 - |
| 2.5.4 | Součinitel vztlaku, momentu a odporu, polára profilu..... | - 20 - |
| 3 | HISTORICKÝ VÝVOJ PROFILŮ LETADEL S PÍSTOVÝM POHONEM | - 23 - |
| 3.1 | Počátky letectví po první světovou válku..... | - 23 - |
| 3.2 | Profil letadel v období první světové války (1914 - 1918)..... | - 27 - |
| 3.2.1 | Vývoj – trendy, vlastnosti | - 27 - |
| 3.2.2 | Výzkum | - 27 - |
| 3.3 | Profil mezi dvěma světovými válkami..... | - 27 - |
| 3.4 | Profil letadel v období druhé světové války (1939 - 1945)..... | - 29 - |
| 3.5 | Poválečné profily až do současnosti..... | - 30 - |
| 4 | PŘEHLED SOUČASNĚ POUŽÍVANÝCH LETECKÝCH PROFILŮ PRO MALÁ SPORTOVNÍ LETADLA, POROVNÁNÍ JEJICH VLASTNOSTÍ | - 32 - |
| 4.1 | Profil NACA..... | - 32 - |
| 4.1.1 | Profil NACA na českých lehkých sportovních letadlech..... | - 32 - |
| 4.1.2 | Profil NACA na zahraničních lehkých sportovních letadlech | - 32 - |
| 4.2 | Profil NASA/LANGLEY MS | - 32 - |
| 4.2.1 | Profil MS na českých lehkých sportovních letadlech | - 32 - |
| 4.2.2 | Profil MS na zahraničních lehkých sportovních letadlech | - 32 - |
| 4.3 | Profil NASA/LANGLEY LS | - 33 - |
| 4.3.1 | Profil LS na českých lehkých sportovních letadlech..... | - 33 - |
| 4.3.2 | Profil LS na zahraničních lehkých sportovních letadlech | - 33 - |
| 4.4 | Profil NASA/LANGLEY NLF | - 33 - |
| 4.4.1 | Profil NLF na českých lehkých sportovních letadlech..... | - 33 - |
| 4.4.2 | Profil NLF na zahraničních lehkých sportovních letadlech | - 33 - |
| 4.5 | Porovnání vybraných profilů..... | - 34 - |
| 5 | ZÁVĚR | - 38 - |
| 6 | SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ | - 39 - |
| 7 | SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ..... | - 40 - |
| 8 | SEZNAM PŘÍLOH | - 41 - |
| 9 | PŘÍLOHA 1 | - 42 - |
| 9.1 | Profil Eiffel 10 (Wright) - 1903 Wright Flyer..... | - 43 - |
| 9.2 | Profil Goettingen 298 - Fokker Dr.I..... | - 44 - |
| 9.3 | Profil NACA 2412 - Avia B-534 | - 45 - |
| 9.4 | Profil NACA 66,2-(1,8)15,5 A=0,6 - North American P-51H Mustang..... | - 46 - |

1 ÚVOD

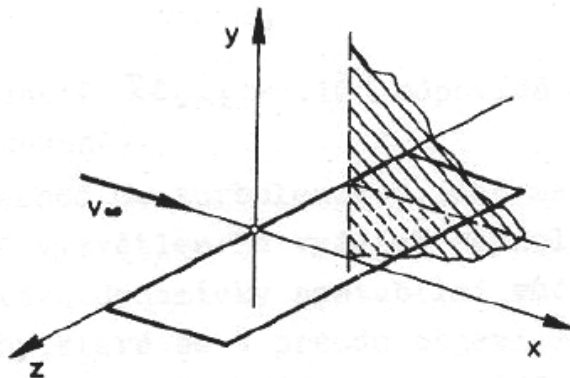
Zájem lidí o létání vedl již před několika staletími k postupnému studiu a následným pokusům zkonstruovat létající stroj. Prvním zdrojem inspirace byla, a dodnes je, příroda. Napodobovaly se konstrukce křídel ptáků, vymýšlely se stroje s mávajícími křídly a kde nebylo poznání, tam to doplňovala lidská fantazie. Postupně přišla na svět myšlenka pevné nosné plochy a podrobné zkoumání toho, jak vzduch křídlo obtéká. Začaly se vyvíjet jedny z prvních leteckých profilů. Jejich tvary byly obměňovány jen na základě zkušeností a úspěšných pokusů. Na tuto empirickou etapu navazuje přístup systematického měření aerodynamických vlastností profilů založený na definici základních geometrických charakteristik.

Po celém světě vznikají organizace podporující letecký vývoj a výzkum. Tomuto výzkumu přispívají i důležité osobnosti. Vývoji nepřispěla jen lidská touha po zdokonalování, ale například i obě světové války. V současné době se výzkum a vývoj profilů stále dynamicky vyvíjí. Existuje široké spektrum oblastí v letectví a každá klade na profily rozdílné požadavky. Tvary a vlastnosti profilů mají také souvislost s dostupnými materiály a technologií výroby. To je důvod, proč je neustále potřeba sledovat technické a materiálové zázemí a umět k vývoji nových profilů využít poznatky z ostatních vědních oborů.

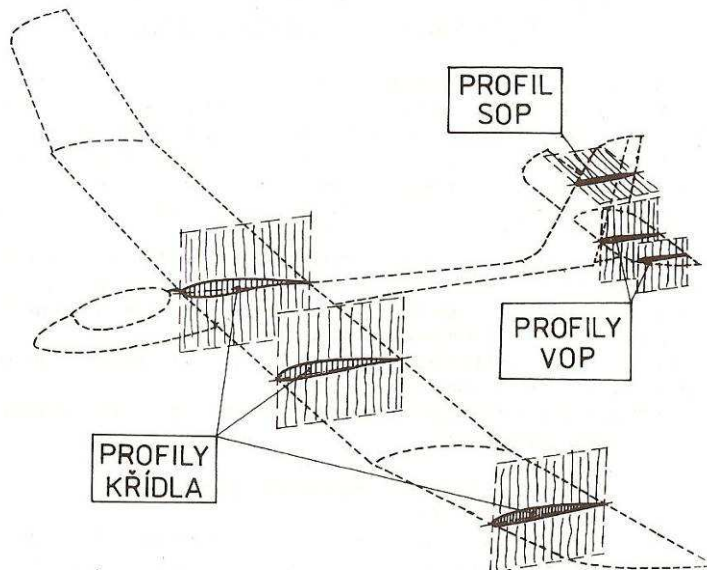
2 SEZNÁMENÍ SE S CHARAKTERISTIKAMI PROFILŮ

2.1 Definice profilu

„Profil je uzavřená rovinná křivka vznikající řezem křídla rovinou kolmou k ose z .“ [1] (Obr. 2.1). Profil křídla a vodorovné ocasní plochy (dále jen VOP) tedy leží v rovině x, y . U svislé ocasní plochy (dále jen SOP) provádíme řez kolmý na osu y . Její profil leží v rovině x, z (Obr. 2.2).



Obr. 2.1: Řez křídla rovinou kolmou k ose z [1]

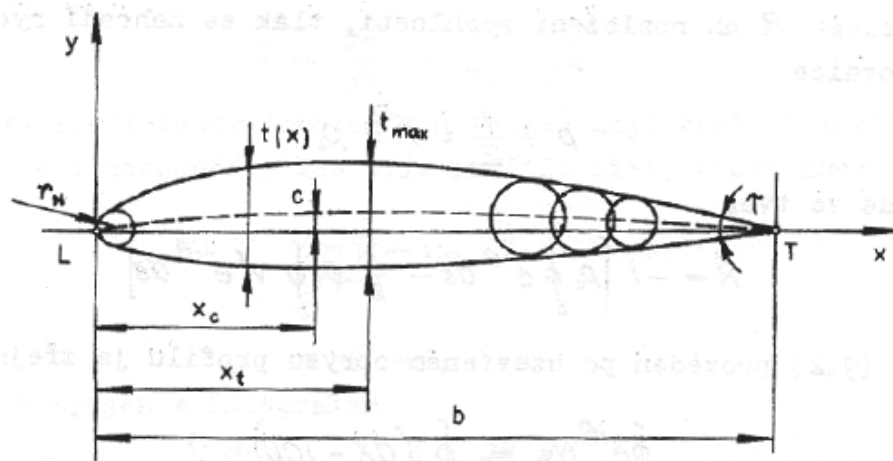


Obr. 2.2: Profil křídla, VOP a SOP [2]

2.2 Důležité pojmy

S profilem je spojený pravoúhlý **souřadný systém x, y** (Obr. 2.3), ke kterému se vztahují geometrické charakteristiky (viz. kapitola 2.4). U takto zorientovaného profilu předpokládáme směr nabíhajícího proudu zleva doprava.

Prvním důležitým pojmem je **náběžný bod** profilu, označený na Obr. 2.3 písmenem **L**. Označení L plyne z anglického „leading edge“, tedy náběžná hrana. Tento bod leží v počátku souřadného systému. **Odtokový bod T** označený z anglického „trailing edge“, tedy odtoková hrana, leží na ose x a jeho hodnota je rovna jedné. Úsečka s krajními body L a T se nazývá **tětiva profilu**. Tětiva je shodná s osou x a nemusí vždy celá ležet uvnitř profilu. Záleží na prohnutí profilu (viz. kapitola 2.4). Pomyslná spojnice náběžného a odtokového bodu rozděluje profil na **horní (sací) stranu** a **dolní (tlakovou) stranu**.¹ **Střední křivka** je spojnice středů všech vepsaných kružnic daného profilu. Střední křivka je buď vypuklá, vydutá, nebo může být přímkou. Pokud je vypuklá, potom se nachází nad tětivou a prohnutí profilu má kladnou hodnotu. V případě vyduté střední křivky je prohnutí záporné a křivka leží pod tětivou. Zvláštním případem jsou profily symetrické. Jejich prohnutí je nulové a střední křivka splývá s tětivou. Na rozdíl od tětivy leží střední křivka vždy uvnitř profilu.



Obr. 2.3: Geometrické charakteristiky profilu [1]

2.3 Souřadnice profilu

Dříve se definované body profilu prokládaly kreslenou čarou. Tento způsob byl nepřesný a mnohdy i nejednoznačný. „Při ručním prokládání čáry, obzvlášť v místech větší křivosti při menší hustotě bodů, bylo možné vést čáru i více způsoby.“ [3] S nástupem výpočetní techniky se postupně zdokonalovala technická dokumentace. Počítačové zpracování také umožňuje podle požadovaných vlastností profilu teprve odvodit jeho geometrii. Jednotlivé body jsou prokládány odpovídající funkcí.² Tento způsob si vyžádal definici dat ve formátu vhodném pro zpracování numerickými metodami.

¹ Pojem tlaková strana může být zavádějící. Při nízkých úhlech náběhu vzniká podtlak i na spodní straně profilu. Vztlak je daný tím, že na horní straně je podtlak větší než na spodní.

² „Při komputerizaci technické přípravy výroby bylo ruční kreslení čáry nahrazeno proložením definovaných bodů po částech spojitou polynomiální funkcí (v počátcích to byl nejjednodušší kubický splajn, dnes nejčastěji používaný NURBS)“ [3].

Jedním z nich je Seligův formát v souřadném systému x, y . Začíná na odtokové hraně (v případě neostře odtokové hrany začínáme na jejím horním bodě), dále přes horní stranu profilu k náběžné hraně a přes dolní stranu zpět k odtokové hraně (spodnímu bodu odtokové hrany). Druhou možností je zapsání souřadnic v Lednicerově formátu. Na rozdíl od Seligova formátu se vychází vždy od náběžného bodu a postupně se uvádí napřed souřadnice horního obrysu profilu až k odtokovému bodu (hornímu bodu odtokové hrany) a potom dolního obrysu profilu k odtokovému bodu (spodnímu bodu odtokové hrany).

2.4 Geometrické charakteristiky

Geometrické charakteristiky jsou zaznačené na obrázku Obr. 2.3. Hloubka profilu značená písmenem **b** je daná vzdáleností náběžného a odtokového bodu. Je to tedy délka tětiny profilu. Vzdálenost střední křivky od tětiny profilu se nazývá prohnutí profilu. Největší prohnutí profilu je zde označené **c** a jeho vzdálenost od náběžné hrany je potom x_c . „*Tloušťka profilu je rozdíl mezi souřadnicemi horní (sací) a dolní (tlakové) strany profilu. Jeho průběh $t(x)$ vytváří tloušťkovou funkci se specifickými hodnotami maximální tloušťky t_{max} a její polohy na tětině x_t* “ [1]. Největší tloušťkou profilu t_{max} je zároveň poloměr největší vepsané kružnice do tvaru profilu. Poloměrem náběžné hrany r_n chápeme poloměr nejmenší vepsané kružnice v tomto místě. Úhel odtokové hrany značíme τ . „*Odtokové hrany jsou vždy ostré (až na výjimky při velmi vysokých rychlostech)*.“ [1] Srovnáním charakteristického rozměru profilu k jeho hloubce, tedy k délce tětiny, dostaneme bezrozměrné číslo. Když toto číslo ještě vynásobíme stokrát, vyjadřujeme charakteristický rozměr profilu v procentech délky tětiny. V těchto relativních hodnotách jsme schopni lépe porovnávat geometrie různých profilů. „*Tloušťky profilů křídel se pohybují od asi 4 % do asi 20 % jejich hloubek*.“ [2] „*Nejčastěji používané tloušťky se nacházejí mezi 6 % a 13 % u modelů a mezi 11 % a 16 % pro letadla skutečná. Prohnutí profilů naproti tomu nepřesahují hodnotu 7 %, přičemž nejmenší z nich je 0 % u profilů symetrických*.“ [2] „*Geometrické charakteristiky mají primární vliv na chování profilů a jejich aerodynamické vlastnosti. Prvořadý význam při návrhu profilu má kombinace střední křivky a tloušťkové funkce*.“ [1]

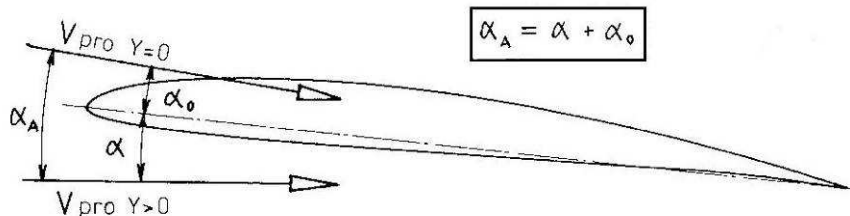
2.5 Aerodynamické charakteristiky profilu

2.5.1 Úhel náběhu

Následující obrázek vysvětluje tři základní pojmy týkající se úhlu náběhu. Geometrický úhel náběhu α je úhel, který svírá směr nabíhajícího proudu s tětinou profilu. Symbol α_0 značí takový úhel náběhu mezi proudem vzduchu a tětinou, při kterém je výsledný vztlak roven nule. „*U symetrických profilů je tento úhel roven nule a vztlaková čára prochází vždy počátkem souřadnice - c_y , α* . U kladně prohnutých profilů je tento úhel záporný. Vztlaková čára protíná vodorovnou osu vždy vlevo od počátku souřadnic - c_y , α .“ [2] Aerodynamický úhel náběhu α_A je součtem těchto dvou úhlů.

Úhel náběhu zásadně ovlivňuje, jak se bude vyvíjet proudění na horní a dolní straně profilu. Při zvyšování úhlu α roste i hodnota součinitele vztlaku a nastává postupné odtrhávání proudu, které začíná u odtokové hrany a postupně se šíří směrem k náběžné hraně. Maximální hodnoty c_{Lmax} při profil dosáhne při úhlu náběhu α_{cLmax} . Pro zmiňovaný profil NACA 2412 je hodnota c_{Lmax} 1,204 při α_{cLmax} o hodnotě 15° (příloha 9.3). Úhel náběhu může dále růst, ale kvůli odtržení proudu hodnota c_L klesá a roste jen odpor.

Každý profil má také jeden úhel náběhu, který je z daného rozmezí nejvhodnější pro dosažení tzv. maximální klouzavosti. Tento pojem je blíže vysvětlen v kapitole 2.5.4.



Obr. 2.4: Aerodynamický a geometrický úhel náběhu [2]

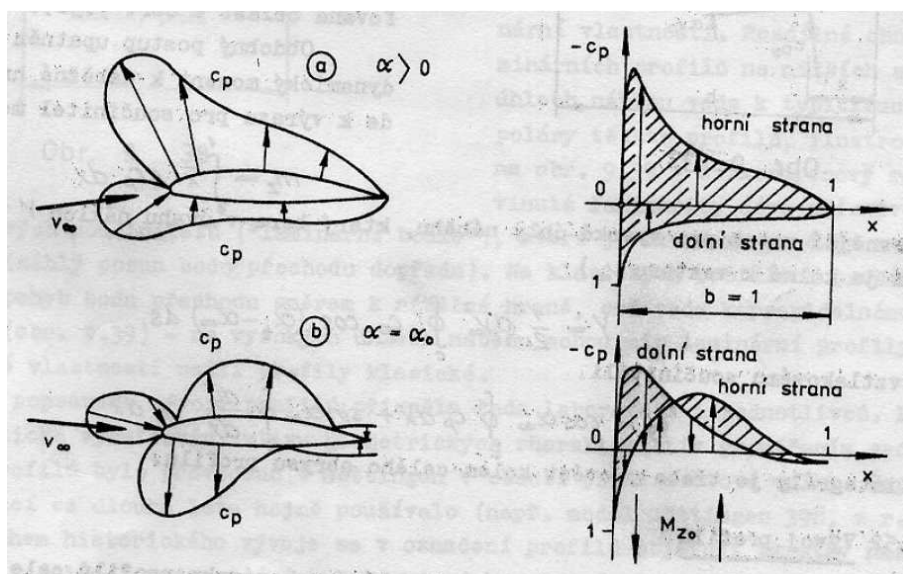
2.5.2 Tlak, tlakový součinitel a jeho rozložení

Proud vzduchu nabíhající na profil rychlostí v_∞ se v náběžném bodě rozdělí na část, která obtéká horní a dolní stranu profilu. Rozložení rychlostí vzduchu obtékajícího profil po hloubce profilu není na horní a dolní straně stejné (výjimkou jsou profily souměrné při nulovém úhlu náběhu). Toto rychlostní rozložení je dané geometrií profilu, tedy prohnutím profilu a jeho tloušťkovou funkcí. „Změny rychlostí po profilu jsou doprovázeny změnami tlaku. Běžně se pracuje s bezrozměrnými hodnotami tlaku ve formě tlakového součinitele c_p .“ [1]

$$c_p = 1 - \left(\frac{v}{v_\infty} \right)^2$$

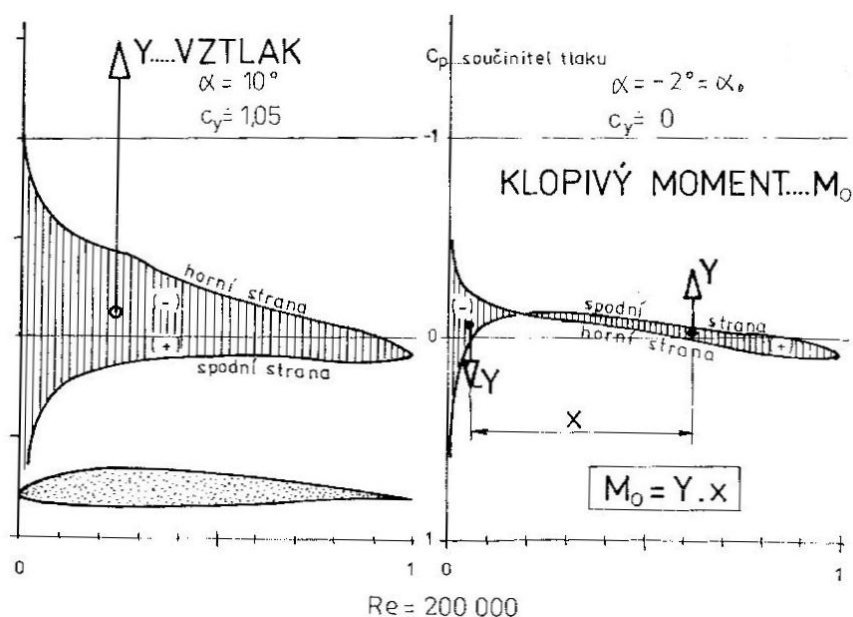
Rovnice 1: Tlakový součinitel [1]

Rozložení součinitele tlaku můžeme graficky znázornit přímo na profilu vynášením vektorů kolmo k povrchu profilu. Je-li součinitel kladný, potom jde o přetlak a vektor směřuje do povrchu profilu. Naopak při podtlaku (sání) je součinitel záporný a vektor směřuje z povrchu ven. Na Obr. 2.5 je znázorněn běžný průběh c_p po profilu s kladným úhlem náběhu. V blízkosti náběžné hrany se rychlost v blíží nule a tlakový součinitel zde dosahuje své maximální hodnoty $c_p = +1$. Pokud postupujeme po horní straně profilu, tak nám v důsledku velké křivosti profilu rychlost narůstá a dosahuje bodu, kde místní rychlost dosahuje rychlosti nabíhajícího proudu $v = v_\infty$. V tomto bodě je hodnota c_p nulová. Postupuje-li se dál podél horní strany profilu, rychlost narůstá a tlakový součinitel nabývá záporných hodnot a vytváří oblast sání. V určitém bodě začne rychlost klesat až se opět vyrovná s rychlostí nabíhajícího vzduchu a c_p klesne na nulovou hodnotu (na odtokové hraně). „Průběh c_p na dolní straně profilu charakterizují obvykle (ne však nutně) kladné hodnoty c_p .“ [1]



Obr. 2.5: Rozložení C_p po hloubce profilu [1]

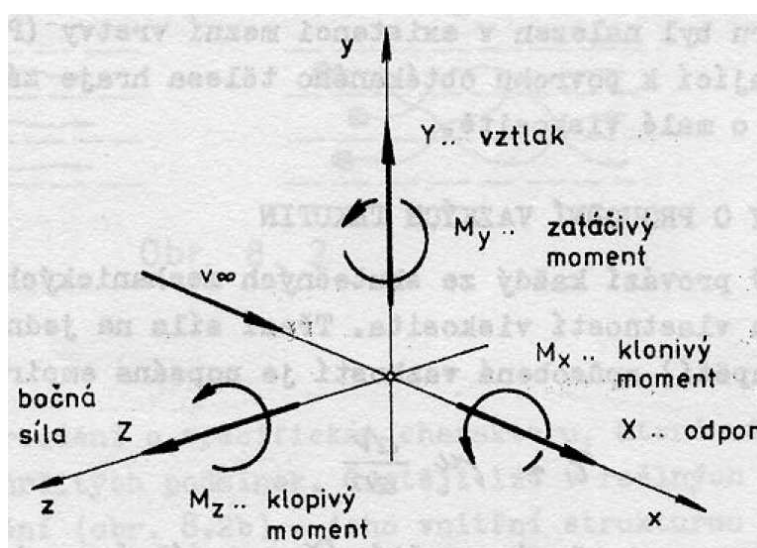
Dalším způsobem, jak znázornit průběh c_p po hloubce profilu, je vynesení hodnot c_p kolmo k těživě. Nemusíme vykreslovat tvar profilu. Hodnoty zanášíme do grafu, kde osou x je tětíva profilu a na osu y vynášíme hodnoty součinitele. Zápornou osu c_p orientujeme směrem nahoru, což odpovídá kladnému příspěvku ke vzniku vztlaku. Z vyšrafovaných ploch na obr. Obr. 2.5 jsme schopni výpočtem zjistit velikost výsledného vztlaku i jeho působíště. Každé toto grafické znázornění rozložení c_p po profilu platí vždy jen pro jeden jediný úhel náběhu. Každý profil má svůj úhel náběhu α_0 při kterém je velikost výsledného tlaku rovna nule (Obr. 2.5). Vyšrafované plochy jsou potom stejného obsahu a součet vygenerovaných vztlakových sil je nulový. „I když je výslednou silou působící přibližně ve svislém směru nula, existují zde dvě reálné síly Y a $-Y$ stejné velikosti a opačného smyslu. A tato dvojice sil působící na rameni x vytváří klopivý moment - M_o .“ [2] (Obr. 2.6).



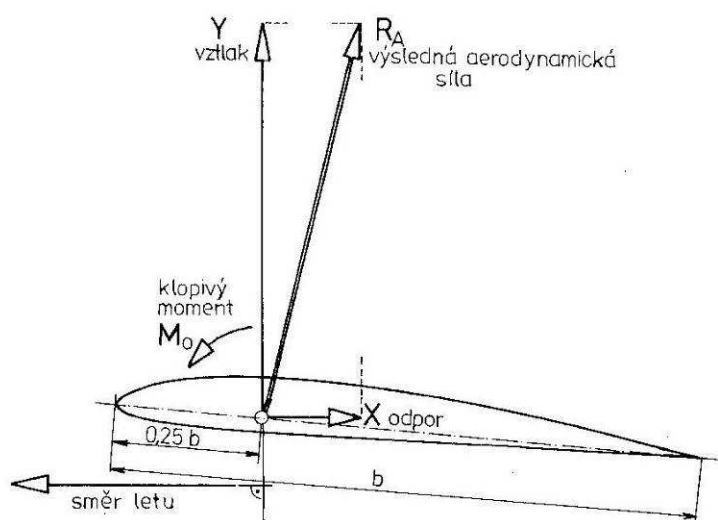
Obr. 2.6: Součinitel tlaku, vztlak a jeho působíště (profil S 7012) [2]

2.5.3 Vztlak, odpor a moment v aerodynamické souřadné soustavě

Základní síly působící na obtékaný profil jsou znázorněné na Obr. 2.8. Na profil, který se pohybuje v tekutině (atmosféře) nebo který je vystaven proudu tekutiny, působí výsledná aerodynamická síla. Tuto výslednou sílu nazýváme rezultanta a značíme ji **R**. Pokud není profil symetrický, nebo pokud je symetrický profil vystaven nabíhajícímu proudu s nenulovým úhlem náběhu (viz kapitola 2.5.1), potom je výsledná síla **R** obecně orientovaná. V aerodynamické souřadné soustavě (Obr. 2.7), kde osa **x** je shodná se směrem nabíhajícího proudu, můžeme výslednou aerodynamickou sílu rozložit do složek ve směru osy **x** a **y**. Ve směru osy **x** působí odporová síla **D**, z anglického „drag“, která vždy působí proti směru pohybu profilu (tedy ve směru nabíhajícího proudu). Kolmo na tuto složku působí vztlaková síla **L** z anglického „lift“. Důvodem, proč rozkládáme sílu do složek, je potřeba zjistit, jakou sílu musíme vynaložit, abychom překonali sílu odporovou a jaký vztlak je potřeba vyvinout, abychom překonali sílu tíhovou.



Obr. 2.7: Aerodynamická souřadná soustava [1]

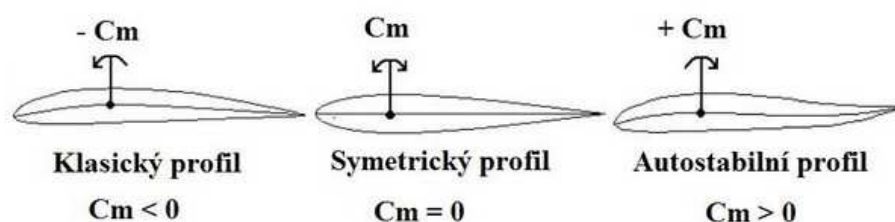


Obr. 2.8: Vztlak, odpor a moment [2]

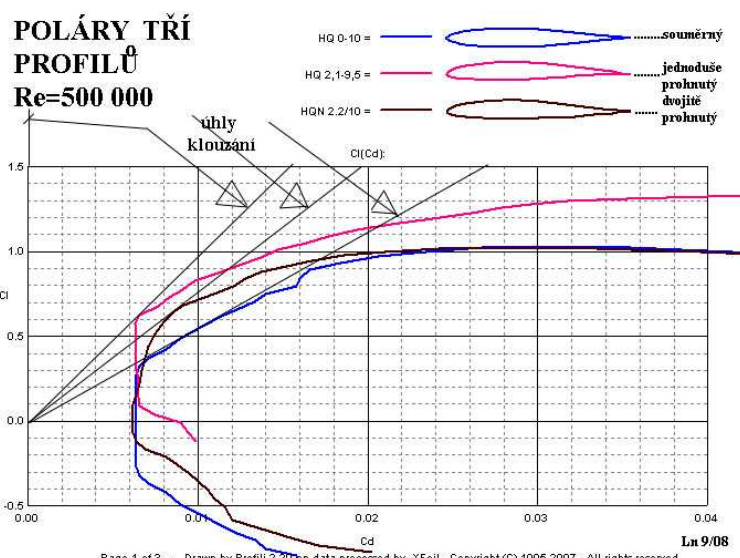
Z rozložení součinitele tlaku po hloubce profilu je patrné, že vzniká vztaková síla L . Její působíště umístíme do tzv. aerodynamického středu profilu (kapitola 2.5.4), který je asi ve 25% jeho hloubky (Obr. 2.8). Hodnota L je při popisování aerodynamických charakteristik vyjádřena pomocí součinitele vztlaku c_L .

Nemůžeme však opomenout, že dílčí vztakové síly vytváří silovou dvojici generující klopivý moment M_o . Proto zavedeme i výsledný klopivý moment, který působí kolem aerodynamického středu profilu v daném smyslu. Například profil s kladným prohnutím (Obr. 2.6) se M_o snaží překlomit přídí směrem dolů. Výjimkou jsou symetrické profily při nulovém úhlu náběhu (Obr. 2.9). Za těchto podmínek na profil nepůsobí žádný vztlak ani moment, který by se snažil profil překlomit. Jedinou působící silou je potom odporová síla D . Zvláštním případem jsou dvojité prohnuté tzv. autostabilní profily. Jsou koncipovány tak, že při změně úhlu náběhu posun působíště vztlaku tvoří klopivý moment, který vrací profil do původní polohy (Obr. 2.9). Tyto jsou používány u letadel bez ocasních ploch – samokřidel. Zdá se, že autostabilní profil vykazuje oproti souměrným a prohnutým profilům velkou výhodu. Ale tvar má mimo jiné vliv na výkony profilů. Při porovnání polár těchto tří zástupců (Obr. 2.10) zjistíme, že při stejném Reynoldsově čísle³ má nejlepší klouzavost (viz 2.5.4) prohnutý profil potom profil autostabilní a nejhůře je na tom profil souměrný. Liší se i ostatní aerodynamické charakteristiky v závislosti na úhlech náběhu a při různých Re číslech.

Hodnota M_o je při popisování aerodynamických charakteristik vždy uváděna jako součinitel klopného momentu c_{mo} .



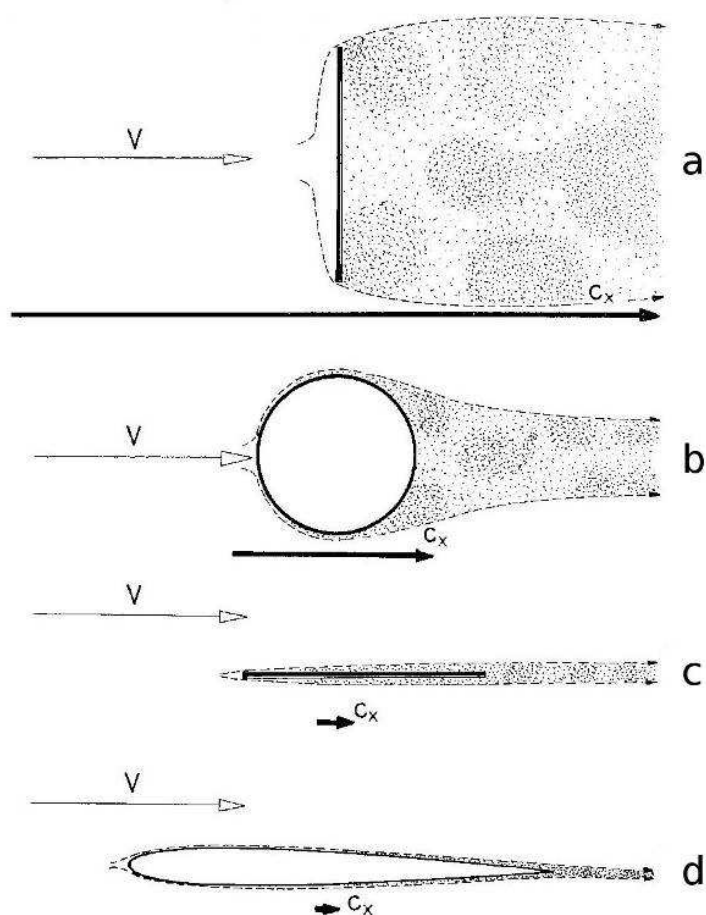
Obr. 2.9: Klasický, symetrický a autostabilní profil [4]



Obr. 2.10: Porovnání polár klasického, symetrického a autostabilního profilu [5]

³ Reynoldsovo podobnostní číslo (Re) vyjadřuje poměr setrvačných a třecích sil. Pomocí tohoto čísla se dá určit, zda je proudění laminární či turbulentní.

Jelikož se v praxi profil pohybuje ve vazkém prostředí, jeho odpor se skládá ze dvou dílčích odporů. Tlakový odpor je výsledkem rozdílu tlaků před a za profilem. Velikost tlakového odporu dokážeme značně ovlivnit tvarem obtékaného tělesa. Například plochá deska postavená kolmo na směr proudu má značný odpor. Koule obtékaná proudem vzduchu má odpor v porovnání s plochou deskou asi třikrát menší. Vhodně tvarovaný profil, jehož tloušťka plynule narůstá do asi 35 % jeho délky a není větší jak asi 14 % z jeho délky má odpor asi dvacetkrát menší, než v případě Obr. 2.11a. Vedle odporu tlakového na profil působí i odpor třecí. Ten je způsoben vazkostí prostředí, ve kterém se profil pohybuje. Dochází ke tření vzduchu o povrch obtékaného profilu a následný přenos účinků od povrchu zpět do okolního proudu vzduchu. Protože předpokládáme, že se náš profil pohybuje v atmosféře, máme podmínky prostředí jasně stanovené. Třecí odpor nám potom stanovuje drsnost povrchu křídla, jeho povrchové nerovnosti (nýty, přechod ze zavětrání na klapku atd.), znečištění přední části a další. Zatímco u ploché desky postavené kolmo na směr proudu byl výsledný odpor převážně tlakový, u obtékané koule má již třecí odpor značný podíl na výsledném celkovém odporu. U vhodně tvarovaného leteckého profilu má na celkový výsledný odpor vliv převážně odpor třecí. Odpor je při popisování aerodynamických charakteristik vyjádřen pomocí součinitele odporu c_D .



Obr. 2.11 Odporů různých těles [2]

2.5.4 Součinitel vztlaku, momentu a odporu, polára profilu

Experimentálně se zjistilo, že aerodynamická síla je závislá na určitých veličinách. Mezi těmito veličinami jsou parametry tělesa pohybujícího se v tekutině (velikost, tvar, úhel nastavení nabíhajícího proudu) a parametry proudícího média (měrná hmotnost, vazkost, stlačitelnost, rychlost).

Na základě dimenzionální analýzy v proudění je odvozen vztah pro aerodynamickou sílu, který je používán v aplikované aerodynamice (Rovnice 2). Aerodynamická síla vzniká na ploše, takže se vztahuje ke křídlu a ne k profilu. V případě profilu mluvíme o tzv. křídle nekonečného rozpětí. Jako vztažnou plochu S potom bereme součin hloubky profilu v metrech a délky jednoho metru křídla.

$$R = c_R \frac{1}{2} \rho \cdot v_\infty^2 \cdot S$$

Rovnice 2: Aerodynamická síla [1]

Aerodynamická síla je tedy funkcí měrné hmotnosti, rychlosti, plochy a aerodynamického součinitele c_R , který je funkcí ostatních bezrozměrných parametrů, tedy Reynoldsové a Machové⁴ čísla, tvaru a úhlu náběhu nabíhajícího proudu.

$$c_R = f(\text{Re}, Ma, t \text{ var}, \alpha)$$

Rovnice 3: Aerodynamický součinitel [1]

Vztah Rovnice 2 lze zobecnit na jakoukoliv aerodynamickou sílu, tedy i na vztlak a odpor. Můžeme tedy napsat

$$L = c_L \frac{1}{2} \rho \cdot v_\infty^2 \cdot S$$

$$D = c_D \frac{1}{2} \rho \cdot v_\infty^2 \cdot S$$

Rovnice 4: Vztlak a odpor [1]

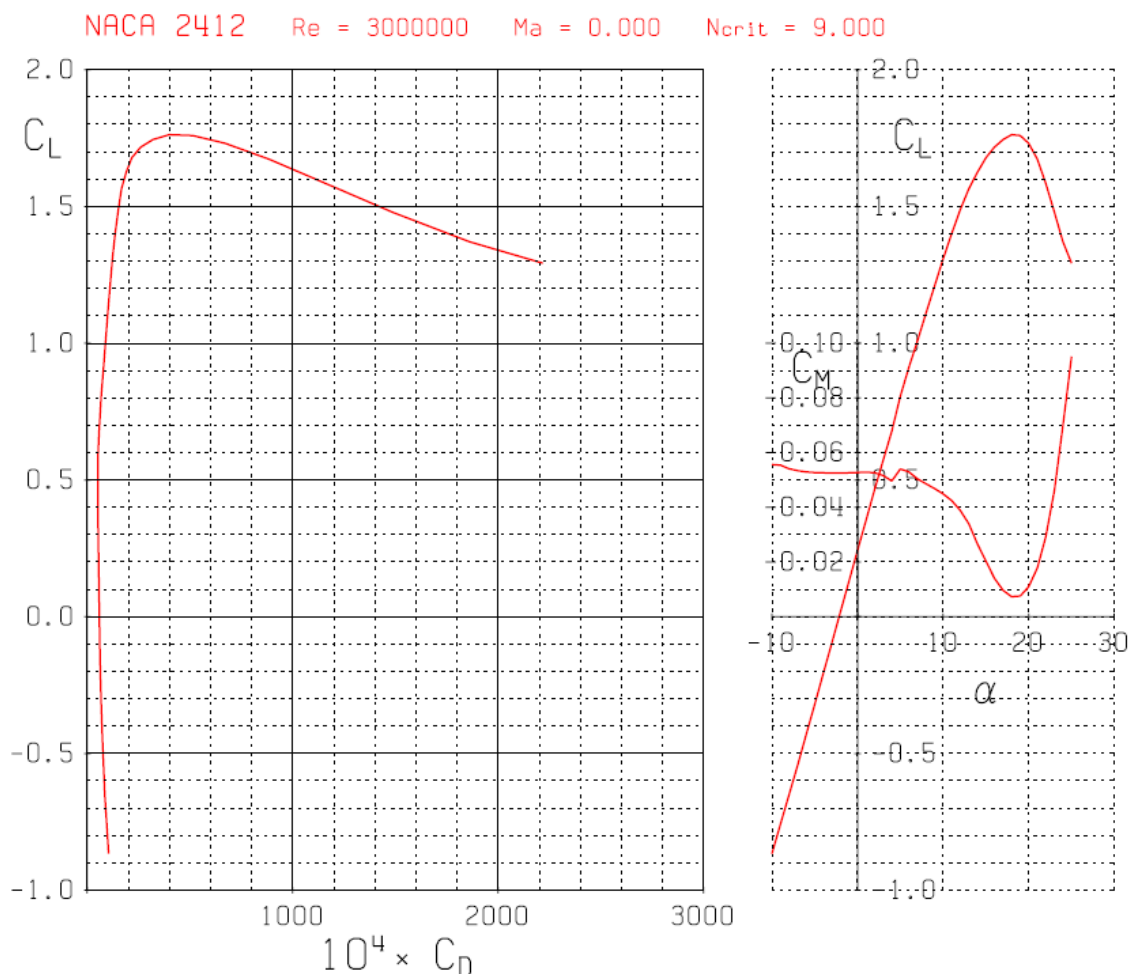
kde c_L a c_D značí součinitele vztlaku a odporu. Mezi těmito součiniteli a aerodynamickým součinitelem platí vztah

$$c_R^2 = c_L^2 + c_D^2$$

Rovnice 5: Vztah mezi bezrozměrnými součiniteli [1]

Na obrázku Obr. 2.12 jsou znázorněny některé závislosti zmíněných součinitelů. Příklad je uveden pro profil NACA 2412 (viz. příloha 9.3). Grafy platí pro jednu hodnotu Reynoldsova čísla.

⁴ Machovo podobnostní číslo vyjadřuje poměr setrvačných a elastických sil. Machovo číslo určuje vliv stlačitelnosti média.



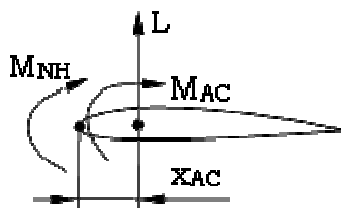
Obr. 2.12 Aerodynamické charakteristiky profilu NACA 2412

Diagram uvádějící závislost vztakového součinitele na úhlu náběhu se nazývá vztaková čára profilu. Z grafu lze vyčíst například hodnotu α_0 , hodnotu c_L při nulovém úhlu náběhu nebo hodnotu $c_{L_{max}}$ odpovídající letu při pádové rychlosti, kdy se začíná odtrhávat proudění a při dalším přetažení dojde k rychlé ztrátě vztlaku. Úhel $\alpha_{cL_{max}}$ je úhel, při kterém této hodnoty $c_{L_{max}}$ profil dosahuje. Závislost součinitele klopivého momentu na úhlu náběhu uvádí momentová čára.

V tuto chvíli má smysl zavést pojem aerodynamický střed profilu někdy značený také AC z anglického „aerodynamic center“. Je to vztažný bod, ke kterému je součinitel klopivého momentu konstantní. U většiny profilů leží přibližně v jedné čtvrtině jejich hloubky. Mezi klopivým momentem k náběžné hraně M_{NH} a klopivým momentem k aerodynamickému středu M_{AC} platí následující vztah (Rovnice 6), který vysvětluje obrázek Obr. 2.13.

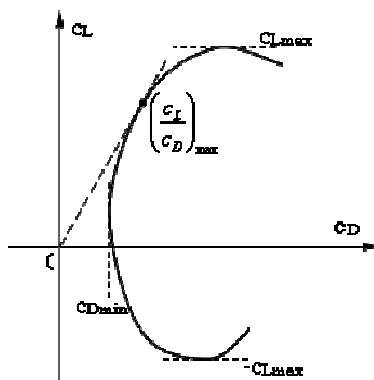
$$c_{mNH} = c_{mAC} - L \cdot x_{AC}$$

Rovnice 6: Klopivý moment k aerodynamickému středu [6]



Obr. 2.13: Moment k náběžné hraně vs. moment k aerodynamickému středu [6]

Velmi důležitým diagramem je polára profilu, která dává do souvislosti součinitel vzlaku a odporu. Na každém polárním diagramu najdeme význačné body, které nás informují o vlastnostech profilu. Jedním z nich je bod dotyku tečny vedené z počátku souřadnic (Obr. 2.14). Tento bod prozrazuje největší klouzavost profilu při daném Re , poměr c_L ku c_D je největší. Pomocí vztakové čáry pak zjistíme při jakém úhlu náběhu této maximální klouzavosti profil dosahuje. Při snižujícím se Re se polára uchyluje k vyšším hodnotám c_D a nižším hodnotám c_L . Vedená tečna svírá s osou x stále ostřejší úhel a tím nám maximální klouzavost profilu neúprosně klesá. To je trochu nepříjemné pro menší letadla a modely letadel, které se pohybují v oblasti nižších Re .



Obr. 2.14: Polára profilu [6]

Znalosti polár profilu pro požadované hodnoty Re čísel umožňuje dobře navrhnout křídlo ať už pro model nebo i skutečné letadlo.

„Bezrozměrné parametry stanovené dimensionální analysou tvoří základ pro podobnostní úlohy. Podobnost zkoumá nutné podmínky umožňující adekvátní srovnání podobných fyzikálních jevů. Otázka o podmínkách, za nichž jsou dva dynamické jevy podobné, vymezuje oblast dynamické podobnosti.“ [1] Jednou z takovýchto podobnostních úloh je měření v aerodynamických tunelech. Při zachování stejných hodnot Machova a Reynoldsova čísla můžeme zjištěné vlastnosti modelu profilu očekávat u profilu o velikosti na reálném letadle. Charakteristické hodnoty hlavních aerodynamických veličin se pohybují $\alpha_0 = -5^\circ \div 0^\circ$, $\alpha_{max} = 12^\circ \div 20^\circ$, $c_{Lmax} = 1,2 \div 1,9$; speciálně nad 2, $c_{mAC} = -0,1 \div -0,15$; pro symetrické profily 0. [6]

3 HISTORICKÝ VÝVOJ PROFILŮ LETADEL S PÍSTOVÝM POHONEM

„V počátečním období letecké praxe byl přístup k návrhu profilů zcela empirický. První nutné zásady byly odvozovány v přírodě - napodobení křídel ptáků vedlo k zaoblené náběžné hraně a ostré odtokové hraně. Při nedostatku teorie byly úpravy původních profilů hlavně záležitostí měření.“ [1] Později se přístup k vývoji profilů změnil. Návrh profilů byl založen na geometrických charakteristikách. Dalším krokem byla snaha navrhnout profil s danými aerodynamickými vlastnostmi (například profily s předepsaným tlakovým rozložením). „Toto období přichází v letech před a během druhé světové války, kdy se mimořádný zájem soustředil o subsonické profily o nízkém odporu a vyšších hodnotách kritického Machova čísla. Tyto profily se používají na letounech operujících převážně na nižších součinitelích vztlaku, kde hlavní část profilového odporu tvoří tření, které současně s vysokými Reynoldsovými čísly této rychlostní oblasti orientovalo zájem návrhářů na udržení laminární mezní vrstvy na podstatné části povrchu profilu (laminární profily).“ [1] I přes nastupující zájem o transsonické profily někteří jednotlivci jako např. v Německu F. X. Wortman a později R. Eppler se za pomoci výpočetní techniky stále věnují vývoji nových laminárních profilů. V sedmdesátých letech přichází profily LS a MS s vysokými součiniteli tlaku, které jsou dnes běžně používány.

3.1 Počátky letectví po první světovou válku⁵

Leonardo di ser Piero da Vinci (1452 - 1519, Itálie)

Leonardo da Vinci byl pravděpodobně prvním člověkem, který se už od roku 1486 věnoval reálným studiím létání. Vytvořil velké množství kreseb, které ilustrovaly jeho teorie. Pro své plány na sestrojení létajících strojů hledal inspiraci v letu ptáků a v konstrukci jejich křídel. Jako pohon využíval lidskou sílu.



Obr. 3.1: Leonardo Da Vinci a jedna z kreseb jeho létajícího stroje [7], [8]

⁵ Pohybujeme se v oblasti extrémně nízkých Reynoldsových čísel. Zavádějící představa, že profil musí být dlouhý a tenký (a tedy není samonosný) vede zpočátku spíše ke konstruování víceplošníků).

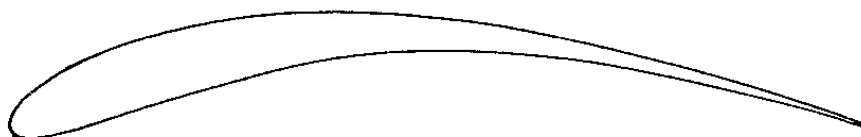
Sir George Cayley (1773 - 1857, Anglie)

Cayley je klíčovou osobností v dějinách aviatiky. Stanovil koncept letadla s pevnou nosnou plochou, rozlišil prvky pohonu, vztlaku a ovládání letu. Byl konstruktérem prvního létajícího letadla těžšího než vzduch. Zkonstruoval první úspěšný kluzák s člověkem na palubě. Definoval čtyři základní síly působící na letadlo – tah, odpor, vztlak a tíhu. Následný vývoj je postaven na jeho objevech.



1810

CAYLEY



Obr. 3.2: Sir George Cayley a jeho profil datovaný k roku 1810 [9], [2]

Horatio Frederick Phillips (1845 - 1924, Velká Británie)

H. F. Phillips zahájil vývoj leteckých profilů. Vymyslel aerodynamický tunel, ve kterém testoval profily různých tvarů. Roku 1884 si nechal patentovat první tvary profilů.



Obr. 3.3: Horatio F. Phillips a tvar profilu, který si nechal patentovat roku 1891 [10]

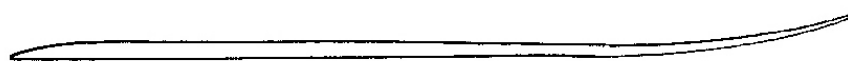
Alphonse Pénau (1850 - 1880, Francouz)

Byl jedním z důležitých průkopníků na poli aviatiky. Zkonstruoval ornitoptéru⁶ a modely letadel poháněných vrtulí za pomoci navinuté gumy. Spolu s Paulem Gachotem navrhli jednoplošník se sklápěcím podvozkem. Pénau měl ambiciózní myšlenky, ale neměl dost finančních prostředků k jejich realizaci.



1876

PENAUD



Obr. 3.4: Alphonse Pénau a jeho profil z roku 1876 [11], [2]

⁶ Letadlo s kývavými nosnými plochami.

Karl Wilhelm Otto Lilienthal (1848 - 1896, Německo)

Lilienthal se věnoval klouzavému letu. Zkonstruoval několik druhů plně ovladatelných jednoplošníků i dvouplošníků. Na svých kluzácích sám létal, což se mu v roce 1896 stalo osudným. Náhlý poryv větru a následné zlomení křídla jeho kluzáku způsobilo smrtelný pád.



1893

LILIENTHAL



Obr. 3.5: Otto Lilienthal a profil jeho kluzáku datovaný k roku 1893 [12], [2]

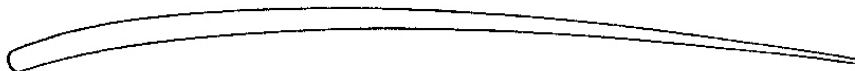
Alexandre Gustave Eiffel (1832 - 1923, Francie)

Gustave Eiffel je známý především díky proslulé Eiffelově věži. Svůj čas věnoval i vývoji leteckých profilů. Jeden z jeho profilů použili bratři Wrightové na letadle, které je známé díky svému prvnímu uznanému řízenému poháněnému letu v dějinách letectví. Navrhl řadu profilů, které byly použity na letadlech během 1. světové války.



1903

WRIGHT



Obr. 3.6: Gustave Eiffel a profil Eiffel 10 (Wright) z roku 1903 [13], [2]

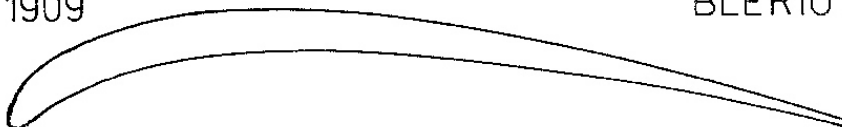
Louis Blériot (1872 - 1936, Francouz)

Blériot byl francouzský vynálezce a letecký konstruktér. Založil továrnu na výrobu letadel. Jeho nejznámější letadlo z období před 1. světovou válkou je Blériot XI, ve kterém v roce 1909 uskutečnil první let přes kanál La Manche. Později jeho firma vyrobila tisíce letadel (známých pod akronymem SPAD), které byly nasazeny do bojů v 1. světové válce.



1909

BLERIOT



Obr. 3.7: Louis Blériot a Profil Eiffel 13 (Blériot) z roku 1909 [14], [2]

Zpočátku byly profily prohnuté a velmi tenké. Například profil Eiffel 10 (Wright) (Obr. 3.6; příloha 9.1), který použili bratři Wrightové na svém světově známém Wright Flyeru, má tloušťku jen 2,6 %. V porovnání s pozdějšími profily je velmi tenký. Naopak jeho prohnutí 6,2 % je značně veliké. Profil dosahuje maximálního c_L asi 0,76 a to při úhlu náběhu 10° , kde už zase dramaticky roste odpor. Nejvyšší poměr vztahu ku odporu, který se jinak nazývá aerodynamická jemnost, dosahuje hodnoty 31,642.

Tehdejší letadla s tenkými a prohnutými profily dosahovaly malých rychlostí (do asi 100 km/h) a byly citlivé a náchylné na poryvy, takže létání bylo možné jen za velmi příznivého počasí. Malé rychlosti měly i svou výhodu a tou byla krátká vzletová a přistávací dráha.

Konstrukce křídla s takovým profilem nebyla samonosná, což vedlo ke stavbě letadel s více nosnými plochami nad sebou. Další možností byla konstrukce s jednou hlavní nosnou plochou za použití vzpěr a výpletu z ocelových lan, které zajišťovaly křídlu pevnost a stabilitu.

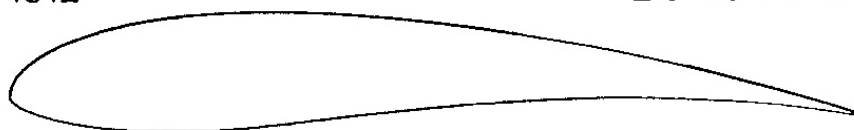
Nikolaj Yegorovich Zhukovskij (1847 - 1921, Rusko)

Ruský vědec Žukovskij byl zakladatelem moderní aerodynamiky a hydrodynamiky. V roce 1904 založil první aerodynamický institut na světě (Kachino, poblíž Moskvy). Postavil první aerodynamický tunel v Rusku. V roce 1912 přišel profesor Žukovskij s převratným tlustým profilem, který se ale začal používat až později.



1912

ŽUKOVSKIJ



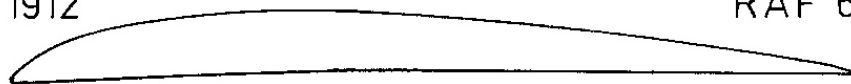
Obr. 3.8: Nikolaj J. Žukovskij a jeho profil (Goettingen 430) z roku 1912 [15], [2]

RAF, Anglie

V roce 1908 vzniká v Anglii Firma HM Balloon Factory. Původní továrna na vzducholodě se v roce 1911 přejmenovala na Royal Aircraft Factory a začala vyvíjet první sérii profilů RAF, se kterými létala například známá letadla Curtiss H12 a další.

1912

RAF 6



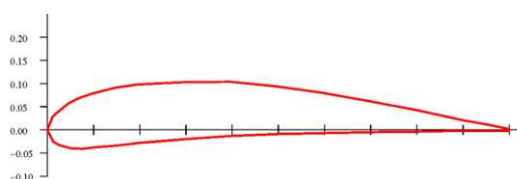
Obr. 3.9: Profil RAF 6 z roku 1912 [2]

3.2 Profily letadel v období první světové války (1914 - 1918)

3.2.1 Vývoj – trendy, vlastnosti

V období první světové války se objevují tlusté profily (konstrukce Junkers a Fokker). Například konstruktér Reinhold Platz použil na snad nejznámějším stíhacím letounu první světové války Fokkeru Dr.I profil Goettingen 298 (příloha 9.2). Tento profil má tloušťku 12,8 %, což je skoro pětinasobek tloušťky profilu na Wright Flyeru. Profil dosahuje maximálního c_L asi 1,54.

Tloušťka profilu také umožňovala vytvořit dostatečně silnou vnitřní konstrukci křídla, aby nepotřebovala vyztužení dráty. Letadla už dosahovala rychlostí přes 200 km/h, zlepšily se jejich letové vlastnosti a díky lepším letovým výkonům se již dalo létat i za méně příznivých podmínek.



Obr. 3.10: Profil Goettingen 298 [16]

3.2.2 Výzkum

NACA, U.S.A

Ve Spojených Státech byl roku 1915 založen úřad na podporu leteckého výzkumu NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), který se věnoval i vývoji profilů křídel.

TsAGI, Rusko

Roku 1918 založil ruský aviatik N. J. Žukovskij Centrální aerodynamický institut v Moskvě.

Georg-August-Universität Göttingen, Německo

Na této univerzitě probíhalo první systematické vyšetřování vlivu geometrických charakteristik proměřením sady Žukovského profilů v období první světové války.

RAF, Anglie

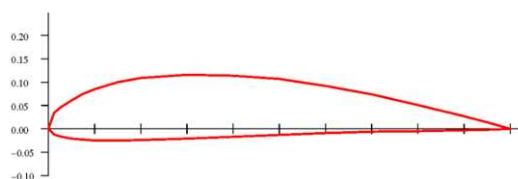
Když v roce 1918 vzniká vojenská organizace Royal Air Force, firma Royal Aircraft Factory se přejmenovala na Royal Aircraft Establishment (RAE), aby nedocházelo k záměně zkratk.

Později vznikají instituce i dalších zemích např. ISA v Itálii, STAé ve Francii a další.

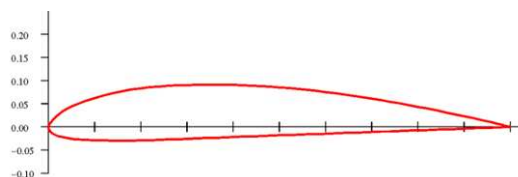
3.3 Profily mezi dvěma světovými válkami

Po válce byla v Goettingen navržena a proměřena řada dalších profilů. Typickým představitelem je profil Goettingen 398 (Obr. 3.11). Ten byl hodně rozšířený zejména u

kluzáků. Později přibyl další velmi úspěšný profil Clark Y (Obr. 3.12)⁷ amerického inženýra Virginia E. Clarka. Asi dva roky po založení NACA se stal jejím členem. Jeho profily byly také později používány na stíhacích letounech druhé světové války – např. CLARK Y použitý na letounu Mig-3 (1941) nebo CLARK YH použitý na letounu Jakovlev Jak-7B (1941).



Obr. 3.11: Profil Goettingen 398 [16]



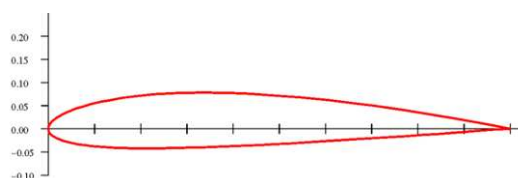
Obr. 3.12: Profil Clark Y [16]

V roce 1933 se objevuje report NACA, který přináší přístup systematického měření. Na základě v provozu osvědčených profilů Clark Y a Goettingen 398 vzniká skupina profilů, pro které jsou prezentovány změřené vlastnosti v aerodynamickém tunelu. Systematické je také jejich označování, které ve své čtyřmístné číselné řadě zahrnuje důležité geometrické charakteristiky. Příkladem může být profil NACA 2412 (Obr. 3.13, příloha 9.3), který používal československý stíhací dvouplošník meziválečného období Avia B-534. Čtyřmístná řada obsahuje i symetrické profily např. profil NACA 0012 (Obr. 3.14), který je dodnes používán na ocasních plochách a křídlech u sportovních letadel. Číselné značení čtyřmístné řady má tento význam:

první číslice - maximální prohnutí střední křivky v % hloubky profilu

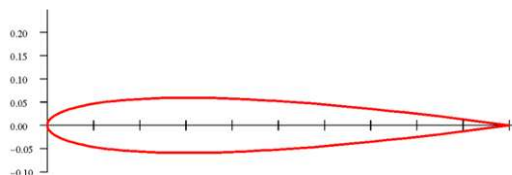
druhá číslice - poloha maximálního prohnutí profilu od náběžné hrany v desetinách hloubky profilu

poslední dvě číslice - maximální tloušťka v % hloubky profilu



Obr. 3.13: Profily NACA 2412 [16]

⁷ Profil Clark Y má rovnou spodní stranu což velmi usnadňuje konstrukci a technologii při výrobě křídla.



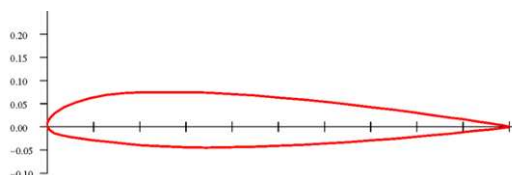
Obr. 3.14: Profil NACA 0012 [16]

Ve druhé polovině třicátých let navázala na čtyřmístnou řadu nová řada pětímístná. Poloha maximálního prohnutí je posunuta více dopředu než u řady čtyřmístné. Snahou bylo zvýšení součinitele vztlaku. Odpor zůstal přibližně stejný. Příkladem profilu pětímístné řady je profil NACA 23012 (Obr. 3.15). Číselné značení má tento význam:

první číslice - $2/3$ návrhového součinitele vztlaku (míra prohnutí)

druhá a třetí číslice - dvojnásobek polohy maximálního prohnutí v % hloubky

poslední dvě číslice - maximální tloušťka v % hloubky



Obr. 3.15: Profil NACA 23012 [16]

3.4 Profily letadel v období druhé světové války (1939 - 1945)

Velká většina letadel druhé světové války létala právě s profily NACA. Známá letadla Supermarine Spitfire používaly profil NACA 2213, Lavočkiny měly profily NACA 23012 a NACA 23016.

Snahou dalšího vývoje bylo snížit odpor profilu. V roce 1938 se zjistila jistá souvislost odporu se vzdáleností bodu přechodu mezní vrstvy z laminárního režimu proudění do turbulentního od náběžné hrany. Laminární proudění je dosti nestabilní zvláště když proudí do oblasti s rostoucím gradientem tlaku. Ve snaze udržet laminární proudění na co nejdelší části povrchu se posunulo místo největší tloušťky profilu směrem dozadu. Prodloužila se tím oblast klesajícího tlakového spádu. Laminární profily mají charakteristický tvar poláry. Vyznačují se oblastí nízkých součinitelů odporu tzv. „laminární bouli“, která naznačuje významné snížení odporu při menších úhlech náběhu. Když se ale dostane mimo svoji návrhovou oblast, potom se délka povrchu, která je obtékána laminárně, podstatně sníží a stoupne odpor. Při velkých úhlech náběhu mohou mít laminární profily horší vlastnosti, než klasické profily.

Tak začala etapa laminárních profilů. Jedním z prvních letadel s laminárním profilem byl North American P-51 Mustang, který poprvé vzlétl v roce 1940. Jelikož je laminární proudění nestabilní, je profil náročný na jakost obtékaného povrchu. Je také náchylný na znečištění náběžné hrany. Náročnější je také technologie výroby křídla, které musí být uzpůsobené laminárnímu proudění.

3.5 Poválečné profily až do současnosti

Těsně po válce NACA publikovala reporty, které uvedly nové řadu laminárních profilů 6 (1945) a 6A (1948). Značení těchto profilů udává převážně aerodynamické charakteristiky a zahrnuje i označení střední křivky.

první číslice - označení řady

druhá číslice - poloha minimálního tlaku v desetinách hloubky

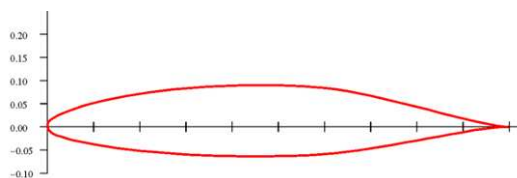
třetí číslice (za desetinou čárkou) - polovina příznivé oblasti pro laminární proudění v desetinách jednotky měřítka součinitele vztlaku

čtvrtá číslice (za pomlčkou) - návrhový součinitel vztlaku

poslední dvě číslice - maximální tloušťka v % hloubky

střední čára - konstantní zatížení do uvedené hloubky v %

Vypustí-li se označení střední křivky, potom automaticky předpokládáme že $a=1$. Na profilech s relativní tloušťkou menší než 12 % vzniká oblast $c_y < 0,1$, odpovídající číslice se v označení neuvádí. Pokud je třetí číslice psaná jako index, jde o novější profily s upravenou tloušťkovou funkcí.

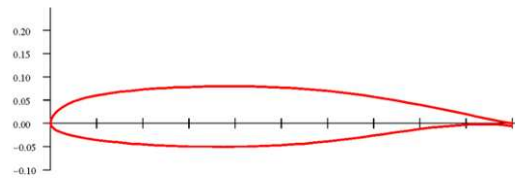


Obr. 3.16: Laminární profil NACA 66,2-(1,8)15,5 A=0,6 [16]

Na počátku padesátých let se laminární profily rozšiřují mezi větroně. I díky progresivnímu vývoji pohonů se letadla pohybovala stále větší rychlostí a začaly se projevovat důsledky stlačitelnosti vzduchu. Veškerý zájem se přesunul na transsonickou oblast.

Ve Stuttgartu v padesátých a šedesátých letech se s impulzem výpočetní techniky věnovali nové generaci laminárních profilů nejprve Dr. Franz Xaver Wortmann a později i Dr. Richard Eppler. Jejich profily měly velký úspěch, ale vyžadovaly novou technologii výroby křídel, protože jejich tvary musely být dodrženy s velmi vysokou přesností. Začala se vyrábět kompozitová křídla s velmi hladkými povrchy. Avšak jakákoliv odchylka, nedodržení tvaru či znečištění povrchu znehodnocovalo těžce udržitelný a pracně vydaný laminární proud. Velká většina úspěšných kluzáků používá právě profily E a FX nebo jejich modifikace. Je zde však mnoho dalších osobností, které dosáhly velkých úspěchů v aplikovaném výzkumu aerodynamiky nízkých rychlostí, jako například Dr. Michael Selig z University of Illinois (USA), J. Donovan (USA), H. Quabeck (Německo) a další.

V sedmdesátých letech přichází laminární profily, které vychází z tvarů superkritických profilů R. T. Whitcomba z roku 1965. Objevuje se řada turbulentních profilů méně citlivých na přesnost výroby NASA/LANGLEY LS a MS. Tyto profily dosahují vysokých součinitelů vztlaku (kolem hodnoty 2,0).



Obr. 3.17: Profil NASA/LANGLEY MS(1)-0313 [16]

4 PŘEHLED SOUČASNĚ POUŽÍVANÝCH LETECKÝCH PROFILŮ PRO MALÁ SPORTOVNÍ LETADLA, POROVNÁNÍ JEJICH VLASTNOSTÍ⁸

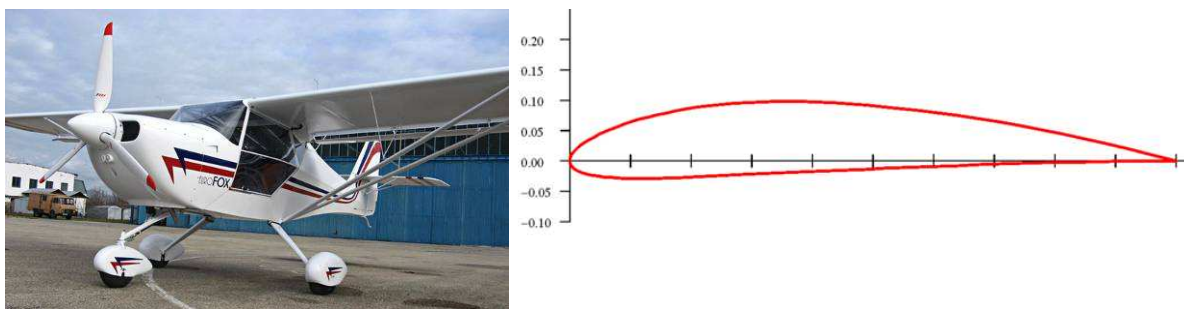
4.1 Profily NACA

4.1.1 Profil NACA na českých lehkých sportovních letadlech

- | | |
|-------------------------------------|---------------|
| - Evektor-Aerotechnik Eurofox | NACA 4412 |
| - Evektor-Aerotechnik EV97 Eurostar | NACA 2315 mod |
| - Evektor-Aerotechnik P 220 S Koala | NACA 4415 |

4.1.2 Profil NACA na zahraničních lehkých sportovních letadlech

- | | |
|-----------------------|-----------|
| - Cessna 172R Skyhawk | NACA 2412 |
|-----------------------|-----------|



Obr. 4.1: Eurofox od firmy Evektor a jeho profil NACA 4412 [17], [16]

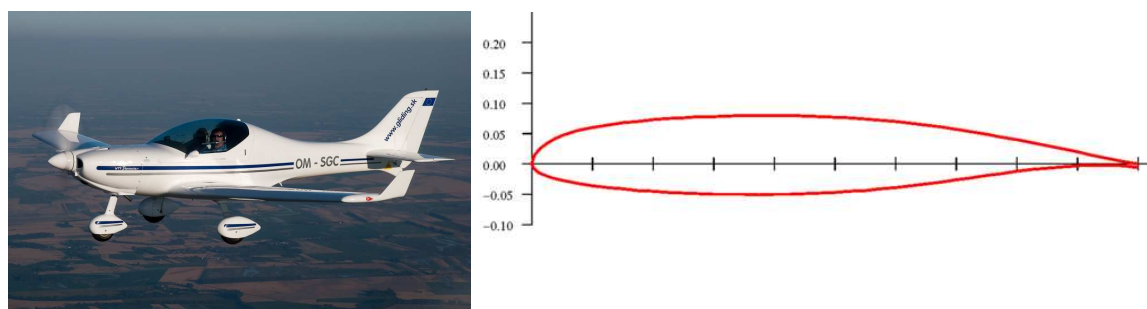
4.2 Profily NASA/LANGLEY MS

4.2.1 Profil MS na českých lehkých sportovních letadlech

- | | |
|----------------------------|-----------------|
| - TL Ultralight TL-96 Star | NASA MS(1)-0313 |
| - Aerospool WT-9 Dynamic | NASA MS(1)-0313 |

4.2.2 Profil MS na zahraničních lehkých sportovních letadlech

- | | |
|-----------------------|---------------------|
| - Aero Designs Pulsar | NASA MS(1)-0313 mod |
|-----------------------|---------------------|



Obr. 4.2: WT-9 Dynamic od firmy Aerospool a jeho profil NASA/LANGLEY MS(1)-0313 [18], [16]

⁸ Profily pro jednotlivá letadla jsou uváděné u kořene křídla.

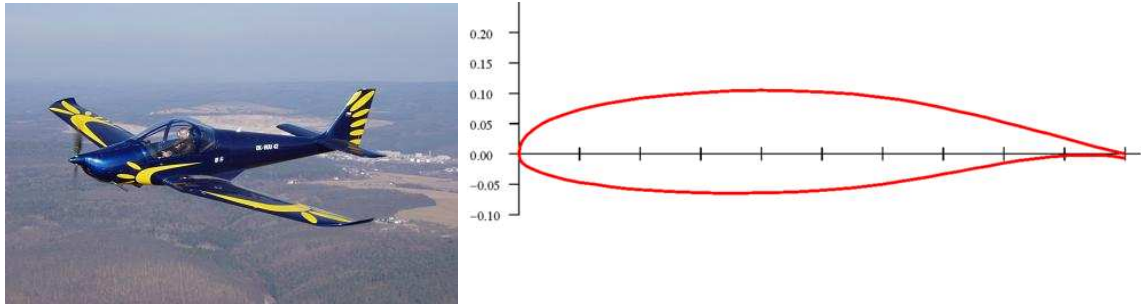
4.3 Profily NASA/LANGLEY LS

4.3.1 Profil LS na českých lehkých sportovních letadlech

- Kappa Kp 2U Sova NASA LS(1)-0417

4.3.2 Profil LS na zahraničních lehkých sportovních letadlech

- Adam Aircraft A500 NASA LS(1)-0417
- Taneja Nalla-3 Hansa NASA LS(1)-0415
- QAC Q200 NASA LS(1)-0417MOD



Obr. 4.3: Kp U2 Sova od firmy Kappa a její profil NASA/LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1) [19], [16]

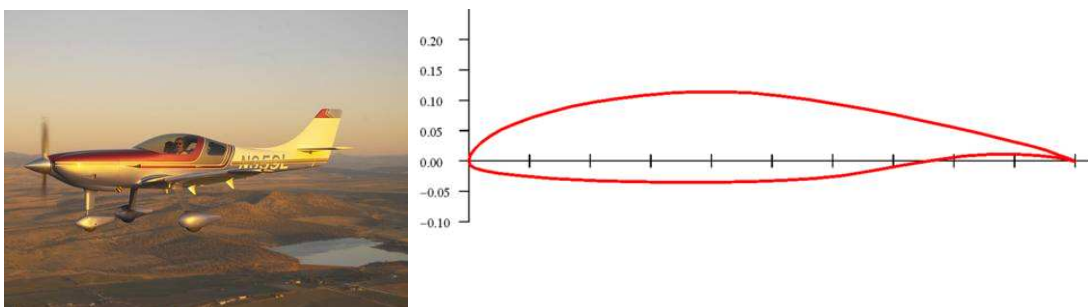
4.4 Profily NASA/LANGLEY NLF

4.4.1 Profil NLF na českých lehkých sportovních letadlech

- Aveko VI-3 SPRINT NASA NLF

4.4.2 Profil NLF na zahraničních lehkých sportovních letadlech

- Lancair 360 NASA NLF(1)-0215F



Obr. 4.4: Lancair 360 a jeho profil NASA NLF(1)-0215F [20], [16]

4.5 Porovnání vybraných profilů

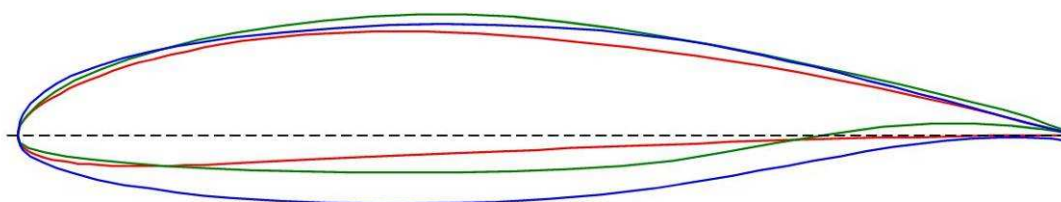
Vlastnosti jsou porovnány na těchto vybraných zástupcích profilů

- turbulentní profil NACA 4412
- laminární profil NASA/LANGLEY NLF(1)-0416
- turbulentní profil NASA/LANGLEY LS(1)-0417

naca-4412

NASA/LANGLEY NLF(1)-0215F

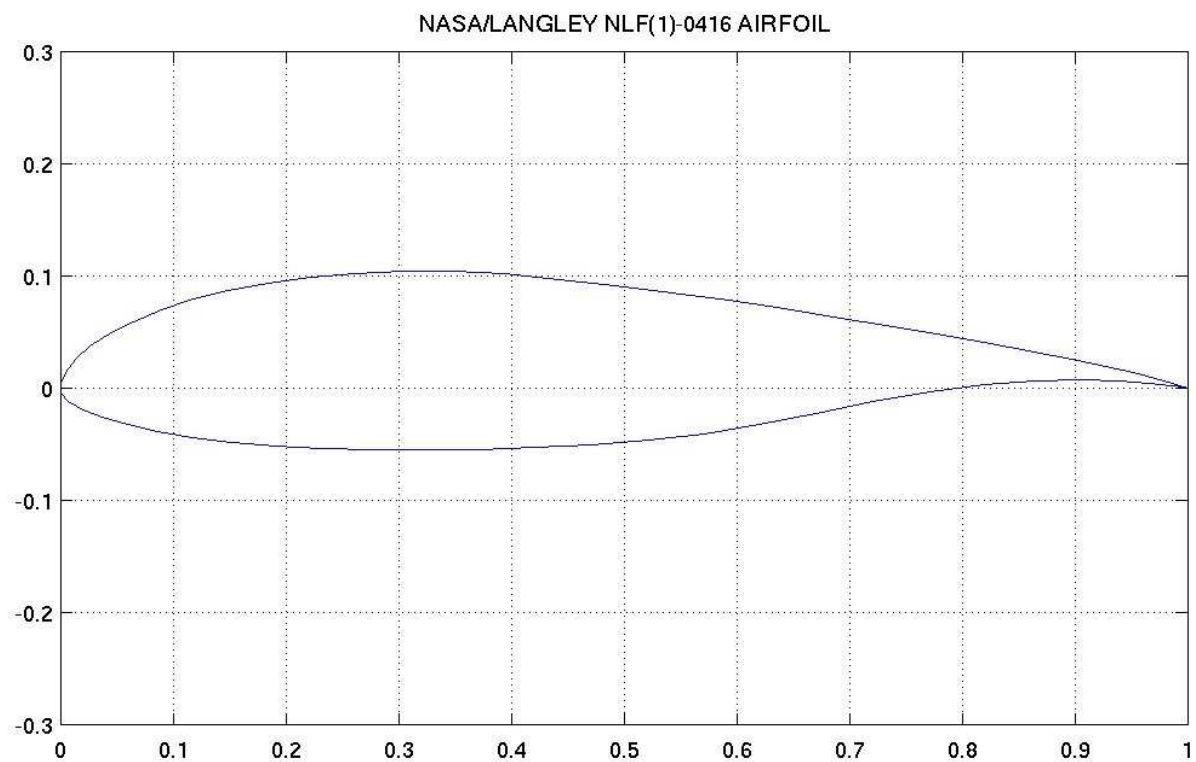
NASA/LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1)



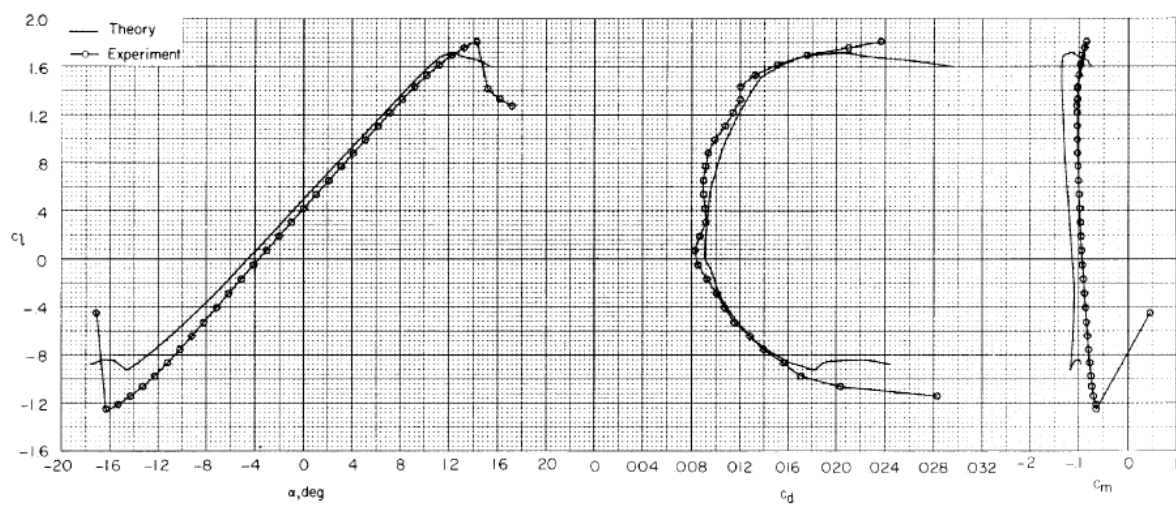
Obr. 4.5: Porovnání tvarů vybraných profilů [16]

| | | NACA 4412 | NASA/LANGLEY NLF(1)-0215F | NASA/LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1) |
|-----------------------|-----|-----------|------------------------------|-----------------------------------------|
| Tloušťka | % | 11,979 | 14,973 | 16,976 |
| Prohnutí | % | 3,999 | 3,961 | 2,265 |
| Úhel odtokové hrany | deg | 14,394 | 12,158 | 16,484 |
| Poloměr náběžné hrany | % | 1,683 | 2,265 | 3,213 |
| Max cL | - | 1,6 | 1,8 | 1,76 |
| α při Max cL | deg | 15 | 14 | 18 |
| Max L/D | - | 108,695 | 120,833 | 104,166 |
| cL při Max L/D | - | 1 | 1,45 | 1,25 |
| α při Max L/D | deg | 8 | 9,5 | 6,5 |
| cD Min | - | 0,006 | 0,008 | 0,008 |

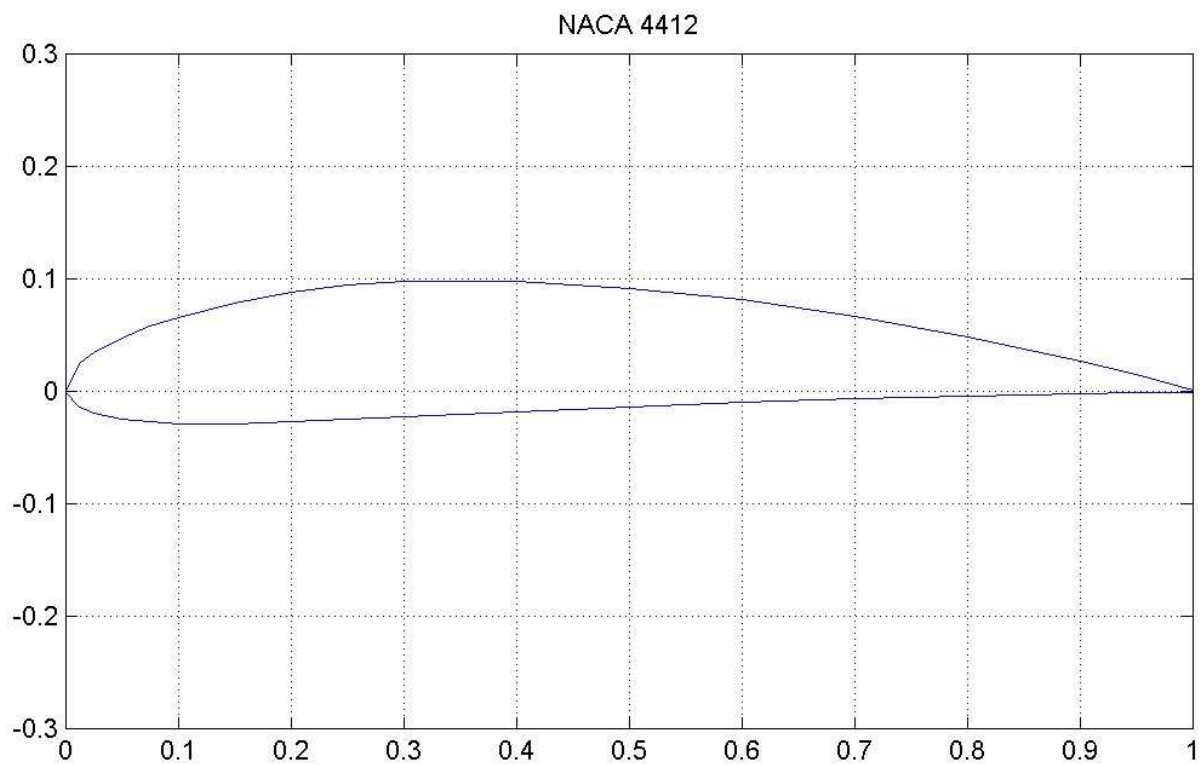
Obr. 4.6: Porovnání charakteristik vybraných profilů při $Re=6e6$



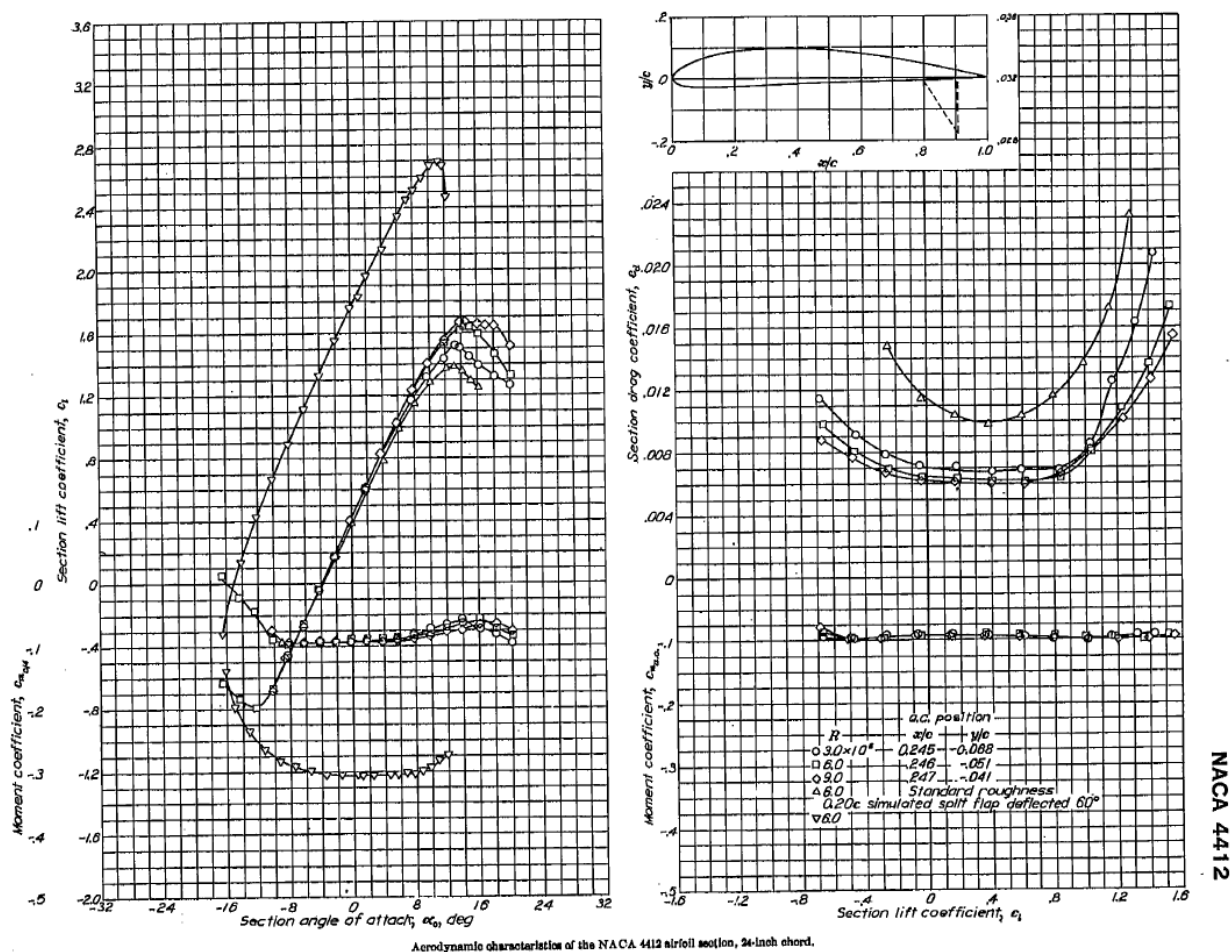
Obr. 4.7: NASA/LANGLEY NLF(1)-0416 [21]



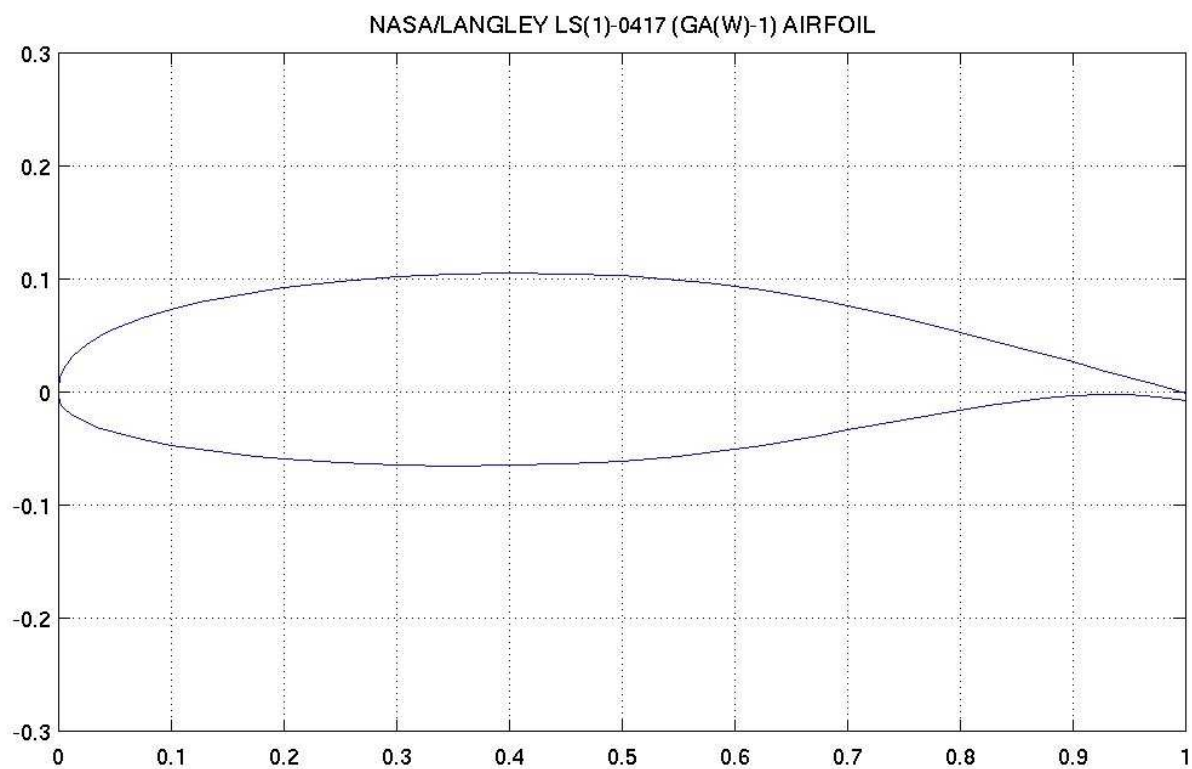
Obr. 4.8: Aerodynamické charakteristiky profilu NASA/LANGLEY NLF(1)-0416 při $Re=6e6$ [22]



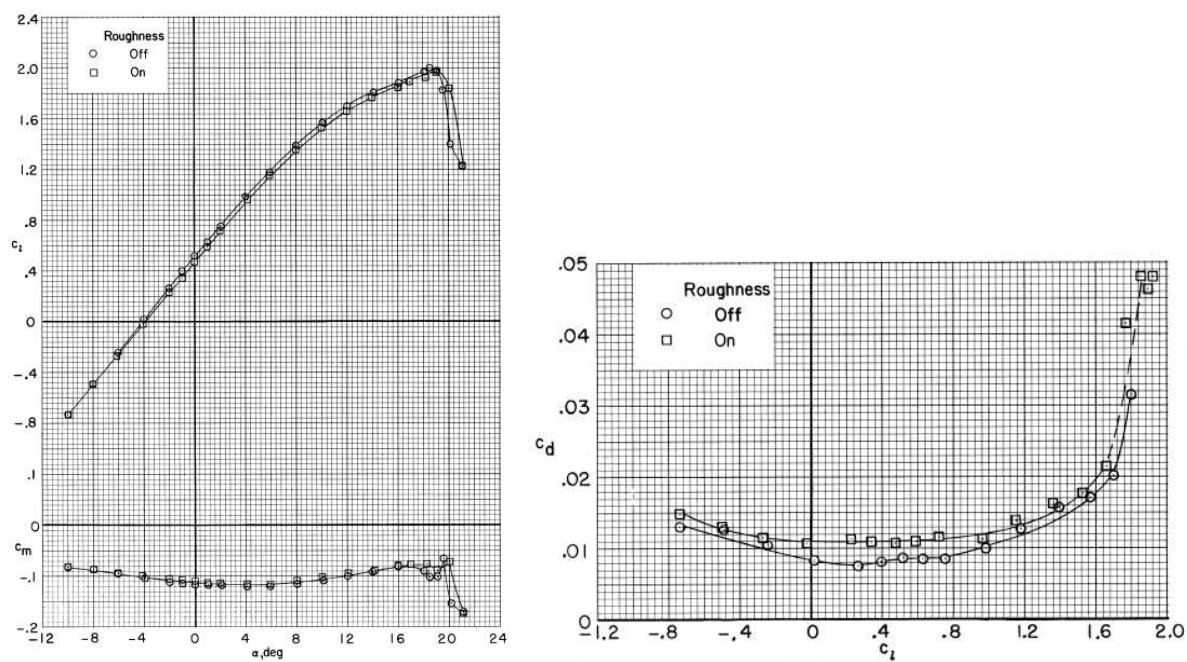
Obr. 4.9: NACA 4412 [21]



Obr. 4.10: Aerodynamické charakteristiky profilu NACA 4412 při $Re=6e6$ [22]



Obr. 4.11: NASA/LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1) [21]



Obr. 4.12: Aerodynamické charakteristiky profilu NASA/LANGLEY LS(1)-0417 při $Re=6e6$ [22]

5 ZÁVĚR

V České republice je v současnosti přes dvacet firem, které se věnují vývoji, výrobě, servisu či distribuci lehkých sportovních letadel. Část z nich je zaměřena na vývoj a konstrukci jednotlivých dílů, ale řada firem nabízí světově uznávaná letadla o která je veliký zájem i v zahraničí. Vývoj a výzkum leteckých profilů je neustále v pohybu. Aplikovaná aerodynamika je perspektivním a potřebným oborem nejen na poli letectví, ale i v ostatních odvětvích současné vědy a techniky.

Nejčastěji používané profily na českých, ale i zahraničních lehkých sportovních letadlech jsou profily LS, profily čtyřmístné řady NACA a laminární profily NLF. Profily MS jsou méně časté. Největší klouzavost z vybraných zástupců má profil NLF, potom profil čtyřmístné řady NACA a nejhůře je na tom profil LS. Laminární profil NLF dosahuje nízkých hodnot součinitele odporu c_{Dmin} a vysokých hodnot vztakového součinitele c_{Lmax} . Je používán u celokompozitových konstrukcí křídel, kdy jsme schopni s vysokou přesností vyrobit požadovaný tvar profilu a zaručit dodržení jeho tvaru po celé délce křídla. Nevýhodou laminárních profilů je náchylnost na znečištění povrchu křídla, při kterém se jeho laminární vlastnosti znehodnotí a tudíž může mít větší odpor, než profily turbulentní. Profily LS a MS vykazují podobné vlastnosti. Dosahují poměrně vysokých hodnot vztakového součinitele, ale v oblasti příznivého poměru vztaku a odporu dosahují vyšších hodnot součinitele klopivého momentu c_m , což je nežádoucí, protože jej letadlo musí vyrovnávat vodorovnou ocasní plochou a to snižuje vztlak letounu a zvyšuje zatížení křídla od krutu. Při výrobě nejsou tak náročné na přesné dodržení tvarů.

6 SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] BROŽ, Václav. *AERODYNAMIKA NÍZKÝCH RYCHLOSTÍ*. Praha : Vydavatelství ČVUT, 1995. 182 s.
- [2] LNĚNIČKA, Jaroslav. *O PROFILECH*. Hradec Králové : Aeromodel Hradec Králové, 1998. 110 s.
- [3] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *O letadlech* [online]. 2006 [cit. 2011-04-04]. Dostupné z WWW: <www.slavetind.cz>.
- [4] *BEZOCASÁ LETADLA* [online]. c2008 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://samokridla.webnode.cz/>>.
- [5] *Akademie letectví* [online]. 2008-09-28 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://www.airspace.cz/>>.
- [6] *Letecký ústav : Fakulta strojního inženýrství, Vysoké učení technické v Brně* [online]. 2011 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://lu.fme.vutbr.cz/>>.
- [7] *Grover scarletts* [online]. 2011 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://groverscarletts.blogspot.com/>>.
- [8] *Markova osobní stránka* [online]. 2011 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://marek.unas.cz/leonardo.htm>>.
- [9] *Www.googleusercontent.com* [online]. 2011 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <https://lh6.googleusercontent.com/-zGHqc7LMM9s/R_Dh7HABz-I/AAAAAAAAAEc/WMyWqfRzWZU/s720/Sir%252520George%252520Cayley%2525206th%252520Bt%252520age%25252070.jpg>.
- [10] *Aerospaceweb.org : Reference for Aviation, Space, Design, and Engineering* [online]. 2011 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://www.aerospaceweb.org/>>.
- [11] *LMK - As* [online]. 2010 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://lmkas.wz.cz/>>.
- [12] *Letectvi.wz.cz : letadla, historie letectví, letectvo a další* [online]. c2007 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://letectvi.wz.cz/>>.
- [13] *Encyclopedia - Britannica Online Encyclopedia* [online]. 2011 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://www.britannica.com/>>.
- [14] *The Biographicon* [online]. 2011 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://www.biographicon.com/>>.
- [15] *Wikipedie, otevřená encyklopedie* [online]. 2011 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <http://cs.wikipedia.org/wiki/Hlavn%C3%AD_strana>.
- [16] *Airfoil Investigation Database* [online]. 2011-01-22 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://www.worldofkrauss.com/>>.
- [17] *Fiti design s.r.o.* [online]. 2011 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://www.fiti.cz/index.html>>.
- [18] *Planes.cz : Unikátní server o létání, dopravních letadlech a letectví* [online]. c2010 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://www.planes.cz/cs/>>.
- [19] *Aeroklub Brno Slatina* [online]. 2011-05-20 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://www.akbrno.cz/>>.
- [20] *Lancair* [online]. 2011-05-20 [cit. c2011]. Dostupné z WWW: <<http://www.lancair.com/>>.
- [21] *UIUC Applied Aerodynamics Group : Department of Aerospace Engineering* [online]. c2010 [cit. 2011-04-18]. Dostupné z WWW: <<http://www.ae.illinois.edu/m-selig/index.html>>.
- [22] *NASA Technical Reports Server* [online]. 2011-03-01 [cit. 2011-05-26]. Dostupné z WWW: <<http://ntrs.nasa.gov/search.jsp>>.

7 SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

| | | |
|-------------------|---------------------------------------------------------|----------------------|
| VOP | – vodorovná ocasní plocha | |
| SOP | – svislá ocasní plocha | |
| L | – náběžný bod (zároveň značí vztlakovou sílu) | |
| T | – odtokový bod | |
| AC | – aerodynamický střed | |
| RAF | – Royal Aircraft Factory, Anglie | |
| | – Royal Air Force, Anglie | |
| RAE | – Royal Aircraft Establishment, Anglie | |
| NACA | – National Advisory Committee for Aeronautics, USA | |
| NASA | – National Aeronautics and Space Administration, USA | |
| TsAGI | – Centralnyj aerogidrodinamičeskij institut, Moskva | |
| ISA | – Istituto Sperimentale Aeronautico, Itálie | |
| STAé | – Service Technique de l' Aéronautique, Francie | |
| | | |
| b | – hloubka profilu | [m] |
| c | – největší prohnutí profilu | [%] |
| x_c | – poloha největšího prohnutí profilu | [%] |
| t_{\max} | – největší tloušťka profilu | [%] |
| $t(x)$ | – tloušťková funkce | |
| x_t | – poloha největší tloušťky profilu | [%] |
| r_n | – poloměr náběžné hrany | [%] |
| τ | – úhel odtokové hrany | [°] |
| α | – geometrický úhel náběhu | [°] |
| α_0 | – úhel náběhu při $c_L=0$ | [°] |
| α_A | – aerodynamický úhel náběhu | [°] |
| $\alpha_{cL\max}$ | – úhel náběhu při $c_{L\max}$ | [°] |
| c_p | – součinitel tlaku | [–] |
| v | – místní rychlost vzduchu | [m/s] |
| v_∞ | – rychlost nabíhajícího proudu vzduchu | [m/s] |
| x_{AC} | – poloha aerodynamického středu | [%] |
| R | – výsledná aerodynamická síla, resultanta | [N] |
| L (někdy Y) | – vztlaková síla (zároveň značí náběžný bod) | [N] |
| D (někdy X) | – odporová síla | [N] |
| M_o | – klopivý moment | [N.m] |
| M_{NH} | – klopivý moment k náběžné hraně | [N.m] |
| M_{AC} | – klopivý moment k aerodynamickému středu | [N.m] |
| c_L | – součinitel vztlaku | [–] |
| c_D | – součinitel odporu | [–] |
| c_{mo} | – součinitel klopivého momentu | [–] |
| c_R | – součinitel aerodynamické síly | [–] |
| c_{mNH} | – součinitel klopivého momentu k náběžné hraně | [–] |
| c_{mAC} | – součinitel klopivého momentu k aerodynamickému středu | [–] |
| Re | – Reynoldsovo číslo | [–] |
| Ma | – Machovo číslo | [–] |
| ρ | – měrná hmotnost (hustota) vzduchu | [kg/m ³] |
| S | – plocha křídla | [m ²] |

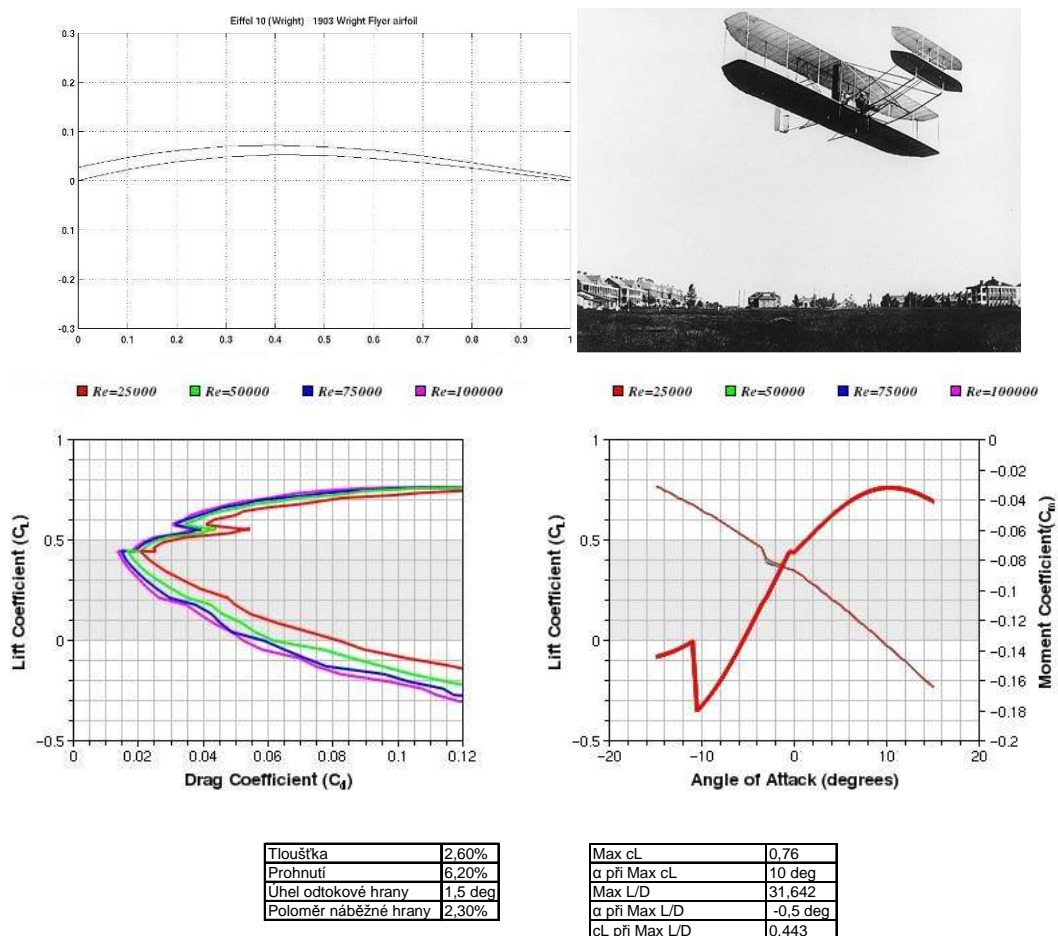
8 SEZNAM PŘÍLOH

PŘÍLOHA 1 – profil, polára, vztlková čára, charakteristiky, souřadnice profilu

9 PŘÍLOHA 1

PROFIL, POLÁRA, VZTLAKOVÁ ČÁRA, SOUŘADNICE PROFILU [16], [21]

9.1 Profil Eiffel 10 (Wright) - 1903 Wright Flyer



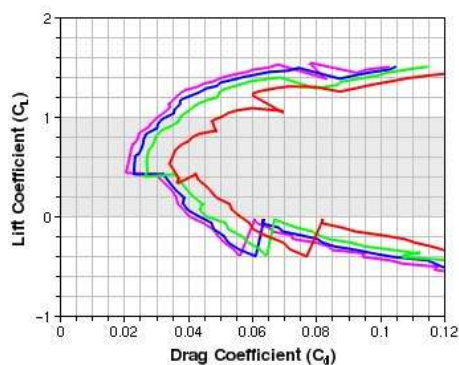
Eiffel 10 (Wright) - 1903 Wright Flyer airfoil

| x | y | x | y |
|----------|----------|----------|----------|
| 1.000000 | 0.006400 | 0.000000 | 0.000000 |
| 0.950000 | 0.014300 | 0.012500 | 0.003200 |
| 0.900000 | 0.022000 | 0.025000 | 0.006000 |
| 0.800000 | 0.037000 | 0.050000 | 0.011700 |
| 0.700000 | 0.051000 | 0.075000 | 0.017000 |
| 0.600000 | 0.062300 | 0.100000 | 0.022300 |
| 0.500000 | 0.069300 | 0.150000 | 0.031500 |
| 0.400000 | 0.071800 | 0.200000 | 0.039000 |
| 0.300000 | 0.070100 | 0.300000 | 0.048600 |
| 0.200000 | 0.061400 | 0.400000 | 0.052700 |
| 0.150000 | 0.055000 | 0.500000 | 0.051800 |
| 0.100000 | 0.046800 | 0.600000 | 0.045600 |
| 0.075000 | 0.042300 | 0.700000 | 0.037000 |
| 0.050000 | 0.037500 | 0.800000 | 0.025500 |
| 0.025000 | 0.032300 | 0.900000 | 0.012700 |
| 0.012500 | 0.029600 | 0.950000 | 0.006500 |
| 0.000000 | 0.027300 | 1.000000 | 0.000000 |
| 0.000000 | 0.027300 | | |

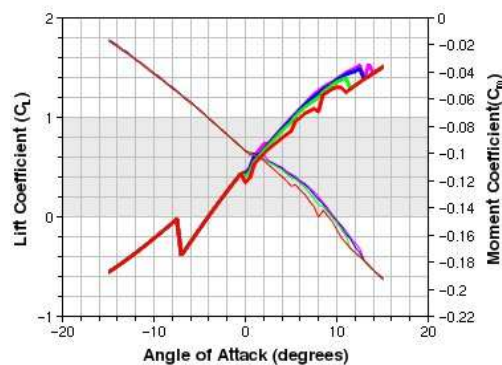
9.2 Profil Goettingen 298 - Fokker Dr.I



Re=25000 Re=50000 Re=75000 Re=100000



Re=25000 Re=50000 Re=75000 Re=100000



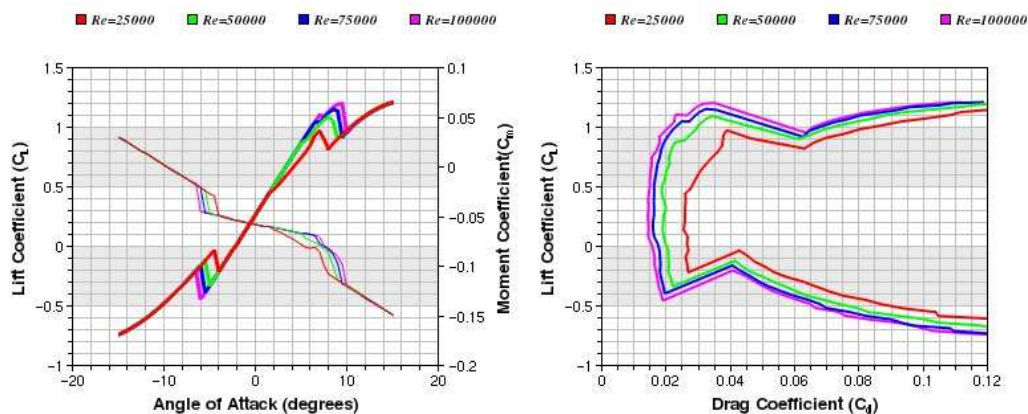
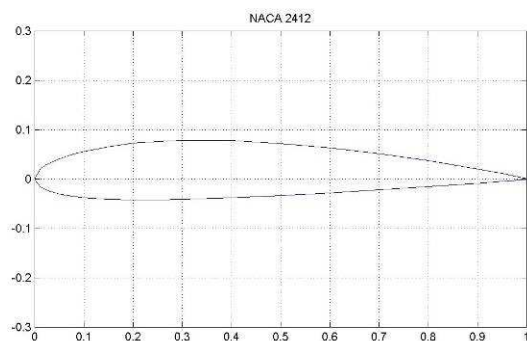
| | |
|-----------------------|----------|
| Tloušťka | 12,80% |
| Prohnutí | 4,50% |
| Úhel odtokové hrany | 11,5 deg |
| Poloměr náběžné hrany | 2,30% |

| | |
|----------------------|----------|
| Max cL | 1,54 |
| α při Max cL | 13,5 deg |
| Max L/D | 33,961 |
| α při Max L/D | 3,5 deg |
| cL při Max L/D | 0,842 |

Goettingen 298 - Fokker Dr.I

| x | y | x | y |
|----------|----------|----------|-----------|
| 1.000000 | 0.002950 | 0.013580 | -0.026040 |
| 0.949470 | 0.012760 | 0.026400 | -0.033810 |
| 0.899090 | 0.021870 | 0.051670 | -0.040260 |
| 0.798210 | 0.043090 | 0.076710 | -0.041220 |
| 0.697330 | 0.062650 | 0.101620 | -0.038990 |
| 0.596650 | 0.080930 | 0.151410 | -0.034020 |
| 0.496080 | 0.094460 | 0.201200 | -0.028960 |
| 0.395690 | 0.104000 | 0.300830 | -0.020130 |
| 0.295690 | 0.103960 | 0.400540 | -0.013000 |
| 0.195950 | 0.098820 | 0.500410 | -0.009470 |
| 0.146220 | 0.091260 | 0.600290 | -0.007020 |
| 0.096770 | 0.078910 | 0.700240 | -0.005530 |
| 0.072080 | 0.070390 | 0.800170 | -0.004130 |
| 0.047590 | 0.058170 | 0.900100 | -0.002390 |
| 0.023340 | 0.039970 | 0.950080 | -0.002020 |
| 0.011330 | 0.028270 | 1.000000 | -0.002950 |
| 0.000000 | 0.000000 | | |
| 0.000000 | 0.000000 | | |

9.3 Profil NACA 2412 - Avia B-534



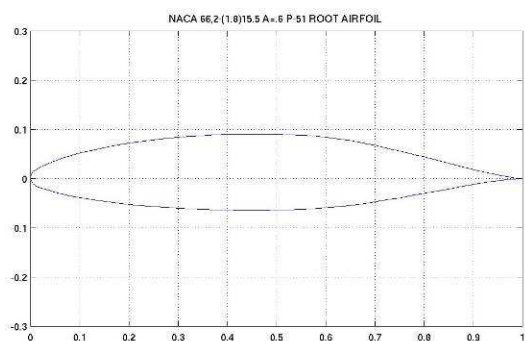
| | |
|-----------------------|----------|
| Tloušťka | 12,00% |
| Prohnutí | 2,00% |
| Úhel odtokové hrany | 14,5 deg |
| Poloměr náběžné hrany | 1,70% |

| | |
|----------------------|---------|
| Max cL | 1,204 |
| α při Max cL | 15 deg |
| Max L/D | 50,702 |
| α při Max L/D | 5,5 deg |
| cL při Max L/D | 0,927 |

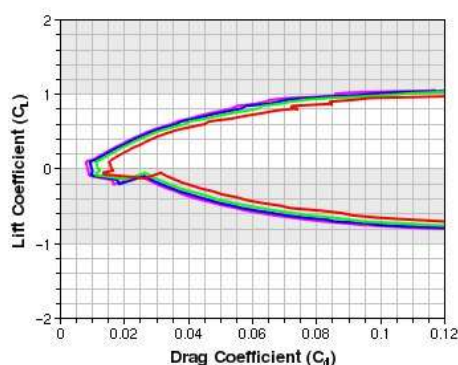
NACA 2412

| x | y | x | y | x | y |
|----------|-----------|----------|-----------|----------|-----------|
| 1.000000 | -0.000000 | 0.078400 | 0.049799 | 0.176400 | -0.042006 |
| 0.960400 | 0.008074 | 0.067600 | 0.046476 | 0.193600 | -0.042269 |
| 0.921600 | 0.015569 | 0.057600 | 0.043072 | 0.211600 | -0.042376 |
| 0.883600 | 0.022523 | 0.048400 | 0.039601 | 0.230400 | -0.042334 |
| 0.846400 | 0.028974 | 0.040000 | 0.036075 | 0.250000 | -0.042146 |
| 0.810000 | 0.034951 | 0.032400 | 0.032507 | 0.270400 | -0.041820 |
| 0.774400 | 0.040480 | 0.025600 | 0.028909 | 0.291600 | -0.041363 |
| 0.739600 | 0.045582 | 0.019600 | 0.025290 | 0.313600 | -0.040784 |
| 0.705600 | 0.050276 | 0.014400 | 0.021659 | 0.336400 | -0.040093 |
| 0.672400 | 0.054578 | 0.010000 | 0.018024 | 0.360000 | -0.039300 |
| 0.640000 | 0.058502 | 0.006400 | 0.014394 | 0.384400 | -0.038418 |
| 0.608400 | 0.062059 | 0.003600 | 0.010772 | 0.409600 | -0.037452 |
| 0.577600 | 0.065259 | 0.001600 | 0.007164 | 0.435600 | -0.036350 |
| 0.547600 | 0.068111 | 0.000400 | 0.003573 | 0.462400 | -0.035099 |
| 0.518400 | 0.070625 | 0.000000 | 0.000000 | 0.490000 | -0.033708 |
| 0.490000 | 0.072808 | 0.000000 | 0.000000 | 0.518400 | -0.032183 |
| 0.462400 | 0.074667 | 0.000400 | -0.003493 | 0.547600 | -0.030532 |
| 0.435600 | 0.076209 | 0.001600 | -0.006844 | 0.577600 | -0.028763 |
| 0.409600 | 0.077442 | 0.003600 | -0.010055 | 0.608400 | -0.026884 |
| 0.384400 | 0.078357 | 0.006400 | -0.013124 | 0.640000 | -0.024902 |
| 0.360000 | 0.078900 | 0.010000 | -0.016049 | 0.672400 | -0.022823 |
| 0.336400 | 0.079082 | 0.014400 | -0.018831 | 0.705600 | -0.020653 |
| 0.313600 | 0.078918 | 0.019600 | -0.021466 | 0.739600 | -0.018396 |
| 0.291600 | 0.078426 | 0.025600 | -0.023953 | 0.774400 | -0.016055 |
| 0.270400 | 0.077621 | 0.032400 | -0.026290 | 0.810000 | -0.013629 |
| 0.250000 | 0.076521 | 0.040000 | -0.028475 | 0.846400 | -0.011116 |
| 0.230400 | 0.075143 | 0.048400 | -0.030506 | 0.883600 | -0.008509 |
| 0.211600 | 0.073503 | 0.057600 | -0.032382 | 0.921600 | -0.005798 |
| 0.193600 | 0.071618 | 0.067600 | -0.034099 | 0.960400 | -0.002969 |
| 0.176400 | 0.069507 | 0.078400 | -0.035656 | 1.000000 | 0.000000 |
| 0.160000 | 0.067186 | 0.090000 | -0.037052 | | |
| 0.144400 | 0.064672 | 0.102400 | -0.038285 | | |
| 0.129600 | 0.061983 | 0.115600 | -0.039355 | | |
| 0.115600 | 0.059134 | 0.129600 | -0.040262 | | |
| 0.102400 | 0.056144 | 0.144400 | -0.041005 | | |
| 0.090000 | 0.053027 | 0.160000 | -0.041586 | | |

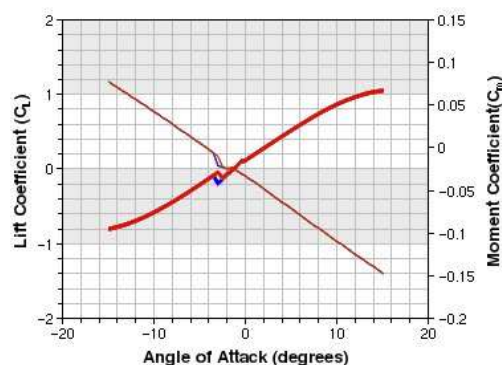
9.4 Profil NACA 66,2-(1,8)15,5 A=0,6 - North American P-51H Mustang



Re=25000 Re=50000 Re=75000 Re=100000



Re=25000 Re=50000 Re=75000 Re=100000



| | |
|-----------------------|---------|
| Thloušťka | 15,50% |
| Prohnutí | 1,30% |
| Úhel odtokové hrany | 7,5 deg |
| Poloměr náběžné hrany | 1,60% |

| | |
|----------------------|---------|
| Max cL | 1,049 |
| α při Max cL | 15 deg |
| Max L/D | 18,031 |
| α při Max L/D | 4,5 deg |
| cL při Max L/D | 0,478 |

NACA 66,2-(1,8)15,5 A=0,6

| x | y | x | y | x | y |
|----------|----------|----------|-----------|----------|-----------|
| 1.000000 | 0.000000 | 0.148140 | 0.062683 | 0.450196 | -0.064225 |
| 0.990015 | 0.000806 | 0.123094 | 0.057294 | 0.475003 | -0.064110 |
| 0.985028 | 0.001395 | 0.098080 | 0.051140 | 0.499801 | -0.063757 |
| 0.975063 | 0.002806 | 0.073107 | 0.044072 | 0.524589 | -0.063154 |
| 0.950185 | 0.007258 | 0.048200 | 0.035673 | 0.549363 | -0.062284 |
| 0.925343 | 0.012562 | 0.023406 | 0.025158 | 0.574112 | -0.061180 |
| 0.900523 | 0.018381 | 0.018467 | 0.022686 | 0.598776 | -0.059516 |
| 0.875716 | 0.024511 | 0.011904 | 0.018371 | 0.623479 | -0.057380 |
| 0.850910 | 0.030813 | 0.008658 | 0.016615 | 0.648338 | -0.054575 |
| 0.826100 | 0.037195 | 0.006244 | 0.014564 | 0.673281 | -0.051217 |
| 0.801278 | 0.043586 | 0.003870 | 0.012035 | 0.698285 | -0.047492 |
| 0.776437 | 0.049884 | 0.001682 | 0.008603 | 0.723338 | -0.043517 |
| 0.751567 | 0.055981 | 0.000000 | 0.000000 | 0.748433 | -0.039370 |
| 0.726662 | 0.061803 | 0.003318 | -0.007958 | 0.773563 | -0.034881 |
| 0.701715 | 0.067315 | 0.006130 | -0.010868 | 0.798722 | -0.030297 |
| 0.676719 | 0.072485 | 0.008756 | -0.012924 | 0.823900 | -0.025648 |
| 0.651662 | 0.077171 | 0.011342 | -0.014531 | 0.849090 | -0.021021 |
| 0.626521 | 0.081158 | 0.013906 | -0.015867 | 0.874284 | -0.016472 |
| 0.601224 | 0.084284 | 0.021533 | -0.019020 | 0.899477 | -0.012076 |
| 0.575888 | 0.086589 | 0.026594 | -0.020778 | 0.924657 | -0.007953 |
| 0.550637 | 0.088275 | 0.031800 | -0.022184 | 0.949815 | -0.004289 |
| 0.525411 | 0.089490 | 0.036893 | -0.023397 | 0.974937 | -0.001389 |
| 0.500199 | 0.090291 | 0.041920 | -0.024376 | 0.984972 | -0.000565 |
| 0.474997 | 0.090707 | 0.046906 | -0.024950 | 0.989985 | -0.000261 |
| 0.449804 | 0.090757 | 0.051860 | -0.024694 | 1.000000 | 0.000000 |
| 0.424618 | 0.090457 | 0.056790 | -0.024960 | | |
| 0.399439 | 0.089799 | 0.061700 | -0.025213 | | |
| 0.374267 | 0.088803 | 0.066594 | -0.025469 | | |
| 0.349102 | 0.087456 | 0.071476 | -0.025676 | | |
| 0.323944 | 0.085764 | 0.076345 | -0.025852 | | |
| 0.298795 | 0.083712 | 0.081205 | -0.026007 | | |
| 0.273655 | 0.081290 | 0.086056 | -0.026134 | | |
| 0.248524 | 0.078473 | 0.090898 | -0.026238 | | |
| 0.223406 | 0.075244 | 0.095733 | -0.026318 | | |
| 0.198300 | 0.071568 | 0.100561 | -0.026376 | | |
| 0.173210 | 0.067405 | 0.105382 | -0.026411 | | |